

IB 131-2015/035

**Solarenergiepaneele hochfliegender
unbemannter Luftfahrzeuge**

Philip Zimmermann,
Sarah Froese, Michael Hanke



**Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik
Braunschweig**

06 / 2015

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtzgemeinschaft

IB 131-2015/035

Solarenergiepaneele hochfliegender unbemannter Luftfahrzeuge

Braunschweig, Juni 2015

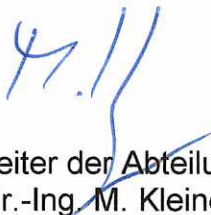
Der Bericht umfasst:

137 Seiten

Institutsleiter:
Prof. Dr.-Ing. M. Wiedemann



Leiter der Abteilung:
Dr.-Ing. M. Kleineberg



Verfasser:
P. Zimmermann



S. Froese



M. Hanke

**Fakultät
Maschinenbau**

Bachelorarbeit

über das Thema

Solarenergiepaneele hochfliegender unbemannter Luftfahrzeuge

Autor: Philip Zimmermann
Matrikelnr.: 4193093

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius
Betreuer: Dipl.-Ing. Michael Hanke
B.Eng. Sarah Froese

Abgabedatum: Braunschweig, 8. Juni 2015



Bachelorarbeit
für
Herrn Philip Zimmermann

Matr.-Nr.: 4193093

Thema: Solarenergiepaneele hochfliegender unbemannter Luftfahrzeuge

Motivation:

Unbemannte Flugzeuge, sogenannte UAVs, werden sich in der Luftfahrt der Zukunft zu einem nicht mehr wegzudenkenden Bestandteil etablieren. Eine herausfordernde Teilmenge daraus sind Solar-HALE Plattformen, die ein Bindeglied zwischen Aufklärungsflugzeugen und Überwachungssatelliten darstellen, da sie ultraleichtgewichtig in sehr großen Höhen (ca. 20km) operieren und aufgrund eines solarelektischen Antriebs dauerhaft stationiert werden können. Man spricht daher auch gerne von „Pseudo-Satelliten“.

Große Fortschritte in der Miniaturisierung von Elektronik und Akkumulatorentechnologie lassen erwarten, dass ein Machbarkeit in greifbare Nähe gerückt ist. In einer vorangegangenen Studienarbeit und der Bearbeitung des Projektes „Hochfliegende Plattformen“ wurden erste multidisziplinäre Bauweisenstudien durchgeführt. Es zeigen sich aus Abschätzungen mit der modifizierten Breguet-Reichweiten-Formel zwei sehr große Herausforderungen. Zum einen wird ein struktureller Ultraleichtbau an der Grenze des Machbaren erforderlich und zum zweiten ist die solare Energieausbeute des Gesamtsystems, bei möglichst wenig gestörter Aerodynamik zu maximieren. Es zeigt sich weiterhin, dass ein großer Skalierungseinfluss gegeben ist. Das derzeitige Energiegewinnungskonzept beruht auf mehreren, um den Rumpf einer hochgestreckten Segelflugzeugkonfiguration, schwenkbaren Solar-Paneeelen.



Bilder: DLR-Solitair Demonstrator, Solar-HALE-Flügelabschnittsdemonstrator, integrierte Solarzellen in einer Schalenstruktur einschließlich Positionsbeleuchtung

Aufgabenstellung:

Im Rahmen dieser Studienarbeit soll für die oben genannte Solar-HALE Anwendung ein geeignetes, leichtgewichtiges Solar-Paneel-Konzept erarbeitet, analysiert und in einer relevanten Größenordnung (ca. 200 Watt elektrische Nennleistung) demonstriert werden. Dazu sind Konzepte zur strukturellen Integration von photovoltaischen Solarzellen in Sandwichstrukturen zu erarbeiten und Gewicht sowie Wirkungsgradänderung zu bewerten.

Arbeitsplan:

- Einarbeitung in die Aufgabenstellung (Solar-HALE-Anwendung, Solar-Antriebstechnik, leichte CFK-Bauweisen, Faserverbundtechnologie)
- Literatur- und Wettbewerbsrecherche

- Entwurf leichter und drehbarer Solar-Paneel-Bauweisen unter Berücksichtigung von Skalierungseffekten
- Untersuchungen zur strukturellen Applikation/ Integration der Solarzellen und deren Auswirkungen auf den Funktionsleichtbau und das Gesamtsystem (Wirkungsgrad, Gewicht, Aerodynamik (qualitativ))
- Aufbau eines Funktionsdemonstrators in relevanter Größenordnung
- Schritthaltende Dokumentation aller Ergebnisse in Form einer wissenschaftlichen Abschlussarbeit und Präsentation im Rahmen eines wissenschaftlichen Vortrages

Am DLR-Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik kann auf bisher gelaufene Arbeiten aufgebaut werden. Die Arbeit wird am DLR von Herrn Michael Hanke sowie von Frau Sarah Froese betreut. Ein Arbeitsplatz, sowie Materialien stehen zur Durchführung der Arbeit, im UAV-Labor des DLR zu Verfügung.

Henning Schlums übernimmt die Betreuung am Institut für Adaptronik und Funktionsintegration (Technische Universität Braunschweig). Änderungen der Aufgabenstellung sind nur mit Zustimmung des Institutes für Adaptronik und Funktionsintegration möglich. Die Abschlussarbeit muss in zweifacher gebundener und elektronischer Ausführung an der Universität abgegeben werden.

Hiermit bestätige ich den Empfang der Aufgabenstellung:

Philip Zimmermann

Philip Zimmermann

Bearbeitungszeit: 3 Monate

Ausgegeben am: 06.02.15

Abgegeben am:

Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius

Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius

Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre hiermit an Eides statt, dass ich die vorliegende Bachelorarbeit: „Solarenergiepaneele hochfliegender unbemannter Luftfahrzeuge“ selbstständig verfasst sowie die benutzten Quellen und Hilfsmittel vollständig angegeben habe und dass die Arbeit nicht bereits als Prüfungsarbeit vorgelegen hat.

Braunschweig, den

.....
(Unterschrift mit Vor- und Zunamen)

II Inhaltsverzeichnis

II Inhaltsverzeichnis	I
II Abbildungsverzeichnis	III
III Tabellenverzeichnis	V
IV Abkürzungsverzeichnis	V
1 Einleitung	1
1.1 Ablaufplan	2
2 Stand der Technik	3
2.1 Überblick über unbemannte Solar-Flugzeuge	3
2.1.1 Sunrise I+II	3
2.1.2 Pathfinder	4
2.1.3 Solitair	5
2.1.4 Centurion	6
2.1.5 Helios	7
2.1.6 Zephyr	8
2.2 Faserkunststoffverbunde	9
2.3 Grundlagen der Verfahren	10
2.3.1 Handlaminierverfahren	10
2.3.2 Prepregverfahren	10
2.3.3 Resin Transfer Moulding (RTM)	12
2.4 Solarzellen	16
2.4.1 Wirkungsgrad der Solarzellen	17
2.5 Arten von Solarzellen	18
2.5.1 Solarzellen aus kristallinen Zellen	18
2.5.2 Dünnschichtsolarzellen	20
2.5.3 Elektrischer Betrieb von Solarmodulen	22
2.6 Nachführung von Solarmodulen	25
3 Aufbau eines Solarzellenprüfstandes	27
4 Konzeptentwicklung und Probenherstellung	32
4.1 Kontaktierung	32
4.1.1 Einadriges Silikonkabel	34
4.1.2 Flaches Kupferband	34
4.1.3 Kupfermesh	35
4.1.4 Präzisionslehrenband	35
4.1.5 Abschirmband No. 1183	36
4.1.6 Abschirmband No. 1345	37
4.2 Aufbau	37
4.2.1 Standardaufbau	37
4.2.2 Weiche Unterlage	38

4.2.3	Druckblech	39
4.2.4	Symmetrie	39
4.2.5	Vlies	40
4.2.6	Werkzeugmaterial	40
4.3	Verwendete Materialien	41
4.3.1	Fasermaterial	41
4.3.2	Matrixsystem	41
4.3.3	Sandwichstruktur	42
5	Vorversuche	43
5.1	Herstellung der Vorversuche autoklavlos	43
5.2	Bewertung der Vorversuche	43
5.2.1	Einadriges Silikonkabel	43
5.2.2	Flaches Kupferband	44
5.2.3	Kupfermesh	44
5.2.4	Kontaktierung durch Verlöten	45
5.2.5	Präzisionslehrenband	46
5.2.6	Abschirmband No. 1183	47
5.2.7	Abschirmband No. 1345	48
6	Fertigung der Proben im Autoklav	49
6.1	Herstellung der Proben	50
6.2	Bewertung der Proben	53
6.2.1	Standard Aufbau	56
6.2.2	Weiche Unterlage	57
6.2.3	Druckblech	58
6.2.4	Symmetrie	59
6.2.5	Vlies	59
6.2.6	Praktischer Test	60
7	Fertigung des Demonstrators	61
7.1	Auslegung des Demonstrators	61
7.2	Auslegung des gefertigten Demonstrators	63
7.3	Herstellung des Solarpaneeles	65
7.4	Infusionsprozess	68
7.5	Fertigungsprozess	69
7.6	Nachgeführtes Solarenergiepaneel	70
7.7	Leistungskennwerte des fertigen Demonstrators	72
7.8	Skalierbarkeit	74
8	Zusammenfassung	75
9	Ausblick	77
10	Quellenverzeichnis	79
	Anhang	I

II Abbildungsverzeichnis

Abb. 1	Sunrise II bei den Startvorbereitungen	3
Abb. 2	Pathfinder im Landeanflug	4
Abb. 3	Modell des Solitair	5
Abb. 4	Centurion im Landeanflug	6
Abb. 5	Helios Prototyp	7
Abb. 6	Zephyr 7 beim Start	8
Abb. 7	DP-RTM-Verfahren	12
Abb. 8	Schnitt durch Solarzelle	16
Abb. 9	Aufbau eines Serienmoduls	19
Abb. 10	Reihenschaltung Solarzelle	23
Abb. 11	Parallelschaltung Solarzelle	24
Abb. 12	Solarzellenprüfstand	27
Abb. 13	Lumen zu Lux	28
Abb. 14	Solarzellen vor Test	30
Abb. 15	Füllfaktor Solarzellen	31
Abb. 16	Solarzellenverbinder zweier in Reihe geschalteter Solarzellen	33
Abb. 17	Leitfähiges Epoxyharz	36
Abb. 18	Schematischer Schnitt des Standardaufbaus Variante A	37
Abb. 19	Schematischer Schnitt des Standardaufbaus Variante B	38
Abb. 20	Schematischer Schnitt durch den Aufbau Weiche Unterlage Variante A	38
Abb. 21	Schematischer Schnitt durch den Aufbau Weiche Unterlage Variante B	38
Abb. 22	Schematischer Schnitt durch den Aufbau mit einem Druckblech . .	39
Abb. 23	Schematischer Schnitt durch den symmetrischen Aufbau	39
Abb. 24	Schematischer Schnitt durch den Aufbau mit Vlies Variante A . . .	40
Abb. 25	Schematischer Schnitt durch den Aufbau mit Vlies Variante B . . .	40
Abb. 26	Bruch der Solarzelle durch Silikonkabel	43
Abb. 27	Kupfermesh Kontaktierung	44
Abb. 28	Leitfähiges Epoxyharz	46
Abb. 29	Schützen der Kontaktstelle	47
Abb. 30	Abschirmband	48
Abb. 31	Versuchsaufbau vor Infusionsprozess im Autoklav	49
Abb. 32	Werkzeug direkt nach Entformen	50
Abb. 33	Versuch LY564	51
Abb. 34	Gegenlichtfotografie einer Solarzelle.	53
Abb. 35	Geringe Rissausbildung Solarzelle	54
Abb. 36	Werkzeug direkt vor Entformen	55
Abb. 37	Verrutschtes Druckblech	58
Abb. 38	Vergleich von Proben mit und ohne Vlies	59
Abb. 39	Test der Solarzellen	60
Abb. 40	Sandwichplatte nach der Bearbeitung	66
Abb. 41	Vergleich Sandwichstrukturen bei Variation der Kerndicke	67
Abb. 42	Fertigung des Demonstrators	68
Abb. 43	Verklebeprozess	69
Abb. 44	3D gedruckter Paneelhalter	71

Abb. 45	Kurzschlussstrom des Demonstrator	73
---------	---	----

III Tabellenverzeichnis

Tab. 1	Ablaufplan	2
Tab. 2	Kurze Übersicht über die gängigen FVK	9
Tab. 3	Elektrische Solarzellenparameter	17
Tab. 4	Zusammenfassung der verwendeten Kontakt-Materialien	33
Tab. 5	Übersicht verschiedener Sandwich-Werkstoffe	42
Tab. 6	Wärmeausdehnungskoeffizient[Hay11]	45
Tab. 7	Versuchsreihenfolge	52
Tab. 8	Versuchsergebnisse	56
Tab. 9	Vergleich der verschiedenen Paneel Konzepte	65
Tab. 10	Leistungskennwerte Demonstrator	76

IV Abkürzungsverzeichnis

Abkürzungen Erklärung

<i>AFP</i>	automated fiber placement (Automatisierte Tape Legemaschinen)
<i>CFK</i>	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
<i>CIGS</i>	Kupfer-Indium-Gallium-Diselenid bzw. Sulfid
<i>CNC</i>	computerized numerical control
<i>DLR</i>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
<i>DP – RTM</i>	differential-pressure-resin-transfer-moulding
<i>EVA</i>	Ethylen-Vinyl-Acetat
<i>FVW</i>	Faserverbundwerkstoff
<i>GFK</i>	Glasfaserverstärkter Kunststoff
<i>HALE</i>	High Altitude Long Endurance
<i>LRI</i>	Liquid Resin Infusion
<i>MKS</i>	Monokristalline Solarzellen
<i>MPP</i>	Maximum Power Point
<i>PKS</i>	Polykristalline Solarzellen
<i>RTM</i>	resin-transfer-moulding
<i>SLI</i>	Single- Line- Injection
<i>STC</i>	standard test conditions (Standard-Test-Bedinungen)
<i>UAV</i>	unpiloted aerial vehicle (Unbemanntes Luftfahrzeug)
<i>UD</i>	Unidirektional

1 Einleitung

Das Thema dauerhaft stationierbarer, hochfliegender und solarbetriebener Plattformen, kurz Solar-Hale, wird in den kommenden Jahren an Bedeutung gewinnen. Die Einsatzgebiete der High Altitude Long Endurance (HALE) sind vielseitig. Neben Forschungsaufgaben in der Atmosphäre oder der Geländeerkundung auf der Erde kann man HALEs auch als Pseudosatellit für die Kommunikation oder andere Datenübertragungen einsetzen.

Neben den zivilen Anwendungsbereichen besteht auch beim Militär die Möglichkeit, HALEs zur Aufklärung oder zur Überwachung einzusetzen. Dass dieses Thema für die Wirtschaft von großem Interesse ist, zeigen die Käufe von Google (Titan Aerospace) und Facebook (Ascenta). Beide Unternehmen beabsichtigen, mit den Solardrohnen in Ländern ohne flächendeckenden Internetzugang, diesen durch Drohnen aufzubauen, verbunden mit dem Ziel der Neukundengewinnung.

Aufgrund der hohen gewichtsspezifischen Festigkeiten und Steifigkeiten werden seit Jahren Faserverbundwerkstoffe im Flugzeugbau erfolgreich eingesetzt. Die Firma Airbus fertigt neben den Seitenleitwerken der unterschiedlichen Airbus-Typen Landeklappen oder auch der hintere Teil (Sektion 19) des Airbus A380 komplett aus Kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff (CFK). Die dadurch erzielte Gewichtsersparnis kann der Konzern als zusätzliche maximale Zuladung vermarkten. Die Firma Airbus setzt, um reproduzierbare und sichere Ergebnisse gleichbleibender Qualität zu erreichen, ausschließlich auf Prepreg. Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Braunschweig hat, als Alternative zur Prepreg Verarbeitung, die sogenannte Single-Line- Injection (SLI) entwickelt. Neben dem stetig wachsendem prozentualen Anteil an CFK Strukturen in modernen Flugzeugen werden sogenannte unpowered aerial vehicle (UAV) verstärkt aus Faserverbundwerkstoffen (FVK) hergestellt.

Durch große Fortschritte in der Weiterentwicklung der Elektronik und Akkumulatoren, aber auch durch die Möglichkeit des strukturellen Ultraleichtbaus, nähert man sich dem Ziel einer dauerhaften Stationierbarkeit deutlich an. Damit dieses Ziel erreicht wird, ist sicherzustellen, dass die Antriebsmotoren dauerhaft mit Energie versorgt werden. Die benötigte Energie stellen Akkumulatoren zur Verfügung, die durch hocheffiziente, gleichzeitig aber leichte und kleine Solarpaneele aufgeladen werden. Neben der dauerhaften Stationierung für die oben aufgeführten Aufgaben bietet dieses Konzept auch für den von der Politik stark fokussierten Klimaschutz Vorteile. Ein UAV, das rein mit Solarenergie betrieben wird, wird keine Treibhausgase mehr emittieren und somit ein „zero emission vehicle“ darstellen.

1.1 Ablaufplan

Zu Beginn aller Arbeiten wird einen Ablaufplan erstellt. In diesem sind sowohl die praktischen Bauabschnitte als auch die Dokumentation festgehalten. Zusätzlich ist am Ende der Arbeit ein Puffer für die Korrektur der Arbeit eingeplant. Da alle praktischen Tätigkeiten im DLR durchgeführt werden und zeitlich nur schwer kalkulierbar sind, sind diese Arbeiten direkt am Anfang des Projektes geplant, um evtl. Verzögerungen auszugleichen. Die folgende Tabelle 1 zeigt die Zeitplanung.

Tabelle 1: Ablaufplan

Kalenderwoche	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
Tätigkeiten													
Literaturstudium													
Konzeptentwicklung													
Probenfertigung													
Herstellung Demonstrator													
LaTeX-Layout													
Dokumentation Kapitel 1													
Dokumentation Kapitel 2													
Dokumentation Kapitel 3													
Dokumentation Kapitel 4													
Dokumentation Kapitel 5													
Korrektur Dokumentation													

2 Stand der Technik

Im folgenden Kapitel werden neben den grundlegenden Verfahren zur Verarbeitung von Verbundwerkstoffen und den technischen Grundlagen der Solarzellen auch der aktuelle Stand der unbemannten Solarflugzeuge aufgeführt und erläutert.

2.1 Überblick über unbemannte Solar-Flugzeuge

2.1.1 Sunrise I+II

Schon am 4. November 1974 bewies das amerikanische Unternehmen Astro Flight mit Hilfe der Sunrise I, dass ein Flug rein mit Solarenergie und ohne Zuhilfenahme von Akkumulatoren möglich ist. Das erste Demonstrationsmodell wog dabei knapp 12 kg und besaß eine Spannweite von 9,6 Metern. Auf den Tragflächen wurden dazu über 1000 Solarzellen mit einer maximale Leistung von 450 Watt montiert.



Abbildung 1: Sunrise II bei den Startvorbereitungen¹

Da die Sunrise I nach einem Sturm Anfang 1975 stark beschädigt wurde, entschied man sich im Juni 1975, eine verbesserte Version zu bauen. Diese war nach nur drei Monaten Bauzeit fertig, sodass der Erstflug der Sunrise II (siehe Abbildung 1) am 27. November 1975 statt fand.

Die Verbesserungen bestanden neben einer deutlichen Steigerung der Maximalleistung der Solarzellen auch in einer deutlichen Reduktion der Flächenbelastung. Die Sunrise II wog bei einem Flächeninhalt von 9 m^2 nur 10 kg. Wie auch schon die Sunrise I besaß die Sunrise II eine konventionelle Flugzeugkonfiguration aus einem Rumpf, Seiten- und Höhenleitwerk und eine bespannte Tragfläche mit 4480 Solarzellen. Diese erzeugten eine Leistung von bis zu 600 Watt. [Buc15]

¹Quelle: www.ecoble.com/wp-content/uploads/2009/02/sunrise-ii-astro-flight.jpg

2.1.2 Pathfinder

Entgegen der klassischen Konfiguration bei der Sunrise I+II entschied man sich bei dem Pathfinder Projekt für ein ungepfeiltes Nurflügel-Konzept. In Abbildung 2 erkennt man, dass über die gesamte Tragfläche mehrere Motoren angebracht waren. Durch eine gleichmäßige Verteilung der Gewichte über die Spannweite und der damit verbundenen Reduzierung der Biegemomente auf den Holm war es möglich, die Struktur im Ultraleichtbau zu fertigen.

Zusätzlich wurde auf die Montage von Querruderklappen verzichtet, da ein Kurvenflug durch ein asymmetrisches Regeln der Leistung an den Motoren erfolgte. [Kei00]



Abbildung 2: Pathfinder im Landeanflug²

Das Projekt wurde ursprünglich für ein geheimes Forschungsprogramm entwickelt. Dieses wurde aber nach ersten Testflügen aufgrund der leistungsschwachen Solarzellen eingestellt, da die erzeugte Solarenergie für Flüge über mehrere Tage nicht ausreichte. Im Jahr 1994 wurde es erneut aufgegriffen und mit neuen Technologien ausgestattet. Im Laufe der Jahre fanden weitere dauerhafte Aktualisierungen des ursprünglichen Konzeptes statt.

²Quelle: NASA / Dryden Flight Center www.solarflugzeuge.de/unbemannt_pathfinder.html

2.1.3 Solitair

Ab dem Jahr 1994 führte auch das DLR in enger Zusammenarbeit mit der TU München Arbeiten zu unbemannten Solarflugzeugen durch. Das Augenmerk der Entwicklungen lag dabei auf der weltweiten Stationierbarkeit. Aufgrund der niedrigen Sonnenstände an den Polen entschied man sich dazu, die Solarenergiepaneels nachführbar zu gestalten. Das Konzept zielte damals auf ein Flugzeug ab, welches in 20 Kilometern dauerhaft einen Satelliten ersetzen sollte. [Buc15] Dazu besaß das Konzept von Herrn Keidel eine Spannweite von 60 Metern und einen doppelten Rumpf, an dem Solarenergiepaneels angebracht waren. Das einzige fliegende Solitär Flugzeug (siehe Abbildung 3) besitzt eine Spannweite von 5,2 Metern und erreicht eine Flughöhe von 77 Metern.

Diese Arbeit führt im Rahmen des DLR Projektes „Hochfliegende Plattformen“ die Arbeiten zu „Solitair“ mit einem neuem Team und neuen technologischen Möglichkeiten fort.



Abbildung 3: Modell des Solitair [Kei00]

2.1.4 Centurion

Der Centurion ist eine Weiterentwicklung des Pathfinder Projektes aus dem Jahr 1998. Da sich dieses schon im Praxisbetrieb als zuverlässig zeigte, entschied man sich dazu, dieselbe Konfigurationsauslegung (erkennbar in Abbildung 4) zu wählen und den Flügel auf Basis neuester wissenschaftlicher Erkenntnisse neu zu entwickeln.



Abbildung 4: Centurion im Landeanflug³

Aufgrund der besseren Gleitzahlen konstruierte man einen 62 Meter langen Flügel mit einer deutlich höheren Streckung⁴.

Zusätzlich wurden die hocheffizientesten Solarzellen verbaut. Der Erstflug des Centurion fand am 10. November 1998 statt. [NSE08]

³Quelle: NASA / Dryden Flight Center

⁴Unter der Streckung eines Flügels versteht man das Verhältnis des Quadrats der Flügelspannweite zur Flügelfläche

2.1.5 Helios

Schon im Januar 1999 begann der Umbau des Centurion zum Helios Prototypen. Neben einer weiteren Vergrößerung der Spannweite wurde eine speziell für den Helios entwickelte Brennstoffzelle⁵ eingebaut. Durch diese sollte eine Einsatzdauer von 4 Monaten realisiert werden.

Der Tragflügel hatte nach dem Umbau eine Spannweite von 75 Meter und ist somit 5 Meter geringer als der eines Airbus A380. Dabei beträgt das Gewicht 580 kg. Für den Vortrieb sorgen 14 Elektromotoren (vergleiche Abbildung 5), welche jeweils eine Leistung von maximal 1,5kW erzeugen.



Abbildung 5: Helios Prototyp⁶

Um die Motoren mit ausreichend Leistung zu versorgen, sind auf der Tragflächenoberseite ungefähr 66.000 Solarzellen verbaut, welche elektrische Leistung von bis zu 30 kW erzeugten. [Buc15]

Als weitere Besonderheit war die Verwendung einer Brennstoffzelle geplant. Vor den ersten Testflügen mit dieser wurde der Höhenrekord mit handelsüblichen Akkumulatoren auf 29,523 km gesteigert. [Nas15] Aufgrund eines nicht näher beschriebenen Fehlers der Steuerung stütze der Helios bei dem Erstflug mit der noch unerprobten neu verbauten Brennstoffzelle ab.

⁵Eine Brennstoffzelle besitzt einen hohen Strom-Wirkungsgrad, sodass die Gesamtenergiedichte erheblich über der einer Batterie liegt. Zusätzlich gibt es keine Verschleißteile, sodass Brennstoffzellen längere Lebensdauer als eine Batterie besitzen

⁶Quelle: NASA / Dryden Flight Center [Nas15]

2.1.6 Zephyr

Bei der Zephyr handelt es sich um eine von der britischen Firma QinetiQ entwickelte, durch Solarenergie betriebene Drohne. Die Zephyr wurde dabei schon mehrmals weiterentwickelt und besitzt eine Spannweite von 22,5 Metern bei einem maximalem Abfluggewicht von 45 kg. Die Nutzlast wird dabei mit 5-10 kg angegeben. Die maximale Flughöhe wird mit 21 Kilometern beziffert und der bis heute bestehende Weltrekord aus Juli 2010 liegt bei 336 Stunden und 21 Minuten Flugzeit. Damit hält die Zephyr den Rekord für den längsten Flug eines UAVs. Dies ist besonders bemerkenswert, da die ersten Flugversuche erst im Jahr 2006 stattfanden. Im Zuge der Weiterentwicklung wurde die Zephyr immer größer, um dem steigenden Bedarf an Akkus gerecht zu werden und trotzdem genügend Nutzlast mitzuführen zu können. Neben der Größe wurde die Form bei der aktuellen Zephyr aerodynamisch komplett überarbeitet. Abgesehen von einem großem T-Leitwerk, bilden die nach unten gerichteten Flügelspitzen (siehe Abbildung 6) die markantesten Änderungen.

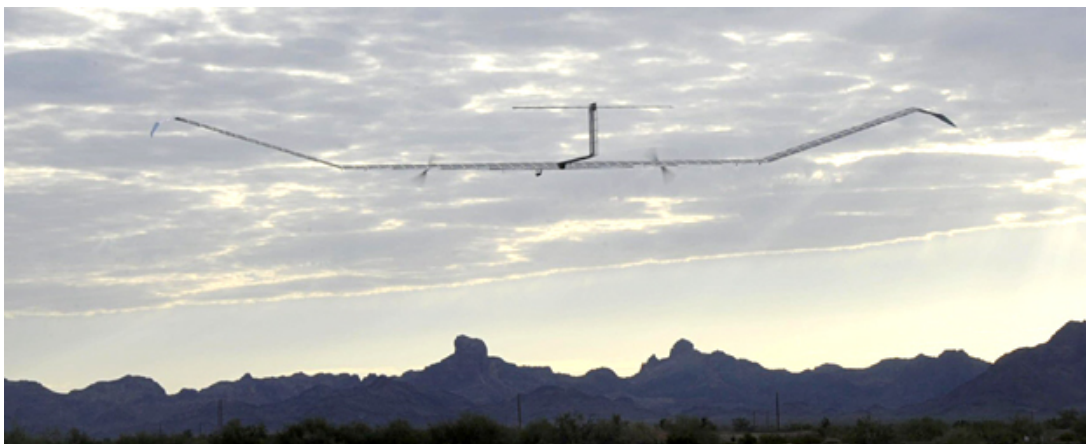


Abbildung 6: Zephyr 7 beim Start⁷

Alle bisherigen Konzepte gleichen sich in der hohen Streckung des Flügels, im Ultraleichtbau und in der Energiegewinnung durch Solarzellen. Bei der Flugzeugkonfiguration und bei der Positionierung der Gewichte gibt es Unterschiede. Während man bei dem Pathfinder Projekt die Massenverteilung kontinuierlich über den Flügel verteilt gestaltet, kennzeichnet sich der Aufbau der Solitair oder auch des Zephyrs durch zwei zentrale Massenpunkte. Mit dem Konzept eines drehbar gestalteten Solarpanels besitzt die Solitair jedoch ein Alleinstellungsmerkmal.

⁷Quelle: QinetiQ Ltd. http://news.bbcimg.co.uk/media/images/48386000/jpg/_48386347_zephyr20101launch.jpg

2.2 Faserkunststoffverbunde

Schon seit Beginn des 19. Jahrhunderts erstreckt sich die Nutzung von Verbundwerkstoffen über alle Wirtschaftsbereiche. Dabei wurden die verwendeten Materialien und Fertigungsverfahren stetig weiterentwickelt und an die steigenden Ansprüche angepasst. Seit etwa 50 Jahren besitzen die Verarbeitungsverfahren und die Werkstoffe ein von der Industrie akzeptiertes Niveau, sodass die FVK dort auch eingesetzt werden.

Durch die steigenden Anforderungen an die Materialien infolge des Ultraleichtbaus steigt die Qualität der Bauteile stetig. Dabei ist das Spektrum der Verfahren breit gefächert. So werden diese, in Abhängigkeit von Komplexität oder Stückzahl des Bauteils, verändert. Die Unterschiede reichen vom einfachen Handlaminat bis hin zu hochleistungsfähigen computerized numerical control (CNC)-gesteuerten Robotern, die vollautomatisch die Verarbeitung übernehmen.

Bei dem Einsatz von Faserverbundkunststoffen werden Verstärkungsfasern und eine Kunststoffmatrix miteinander kombiniert, um nach dem Prozess geeignetere Eigenschaften als die ursprünglichen spezifischen Eigenschaften zu erreichen. Die Fasermaterialien werden eingesetzt, um die Zug- und Druckbeanspruchungen aufzunehmen. Die Matrix besitzt neben der Einleitung der auftretenden Kräfte in die Fasern auch die Funktion der Bindung und des Schutzes vor äußeren Witterungseinflüssen [CD99]. Durch verschiedene Kombinationen der Werkstoffe sind unterschiedliche Eigenschaften realisierbar.

Aufgrund der fehlenden Transparenz und der elektrischen Leitfähigkeit sind Kohlenstofffasern für den Einsatz zur Einbettung der Solarzellen nicht qualifiziert. (Vgl. Tabelle 2) Sie eignen sich aufgrund der höheren Steifigkeit jedoch für den Unterbau des Paneels.

Tabelle 2: Kurze Übersicht über die gängigen FVK

Glasfaser	Kohlenstofffaser
<ul style="list-style-type: none"> • geringe Steifigkeit • elektrisch isolierend • geringer Preis 	<ul style="list-style-type: none"> • hohe Steifigkeit • elektrisch leitend • hoher Preis

2.3 Grundlagen der Verfahren

2.3.1 Handlaminierverfahren

Das Handlaminierverfahren ist das einfachste und kostengünstigste Verfahren zur Herstellung von FVK. Dabei wird in der Regel eine Negativform des gewünschten Bauteils verwendet und mit einer Schicht Gelcoat zum Schutz gegen die Witterung versehen. Danach bringt man eine dünne Schicht des zu verwendenden Harzes auf und legt im Anschluss das Fasermaterial in der gewünschten Orientierung in die Form. Dieser Vorgang wird solange wiederholt, bis die gewünschte Materialstärke erreicht ist.

Bei dem Prozess des Handlaminierens wird ein geringer Faservolumenanteil erreicht. Letzterer liegt bei dem Handlaminierverfahren unter 45 Vol.%. Weiterhin besteht die Gefahr, dass sich im Bauteil Lufteinschlüsse bilden, welche die Endfestigkeit des Bauteils deutlich schwächen können. Um diesem Umstand entgegen zu wirken, kann man den Aufbau nach dem Ablegen des Fasermaterials mit Hilfe einer Vakuumfolie und Siegelkitt⁸ evakuieren.

Aufgrund des geringen Faservolumenanteils und der Probleme bei der Verarbeitung eignet sich das Handlaminierverfahren nicht für den Ultraleichtbau. Das Verfahren wird daher in der Regel nur bei dem Bau von Prototypen oder Schiffen verwendet.

2.3.2 Prepregverfahren

Das Prepregverfahren findet häufig bei der Herstellung von Hochleistungsbauteilen in der Luftfahrt im Autoklav-Verfahren seine Anwendung. Dabei werden vorimprägnierte Fasermaterialien verwendet. Das Wort Prepreg kommt dabei aus dem Englischen und ist eine Abkürzung für „preimpregnated fibres“. Das Fasermaterial kann sowohl aus Gewebe als auch aus Endlostape bestehen. Neben dem erzielbaren erhöhten Faservolumenanteil liegt der entscheidende Vorteil von Prepreg darin, dass der komplizierte Tränkungs Vorgang von Fasern mit einem Matrixharz bereits vor dem Ablegen in einer Form geschieht. Somit ist eine deutlich gesteigerte Reproduzierbarkeit der Fertigungsprozesse gegeben. [Ehr92]

Das Prepreg wird meist auf Rollen tiefgefroren gelagert. Diese sollten vor der eigentlichen Verarbeitung mindestens 24 Stunden unter Luftausschluss aufgetaut werden. Dieses verhindert oder reduziert nahezu vollständig eine Kondensation der Luftfeuchtigkeit auf dem Prepreg Material.

⁸Ein Klebekitt zum versiegeln des Aufbaus

Die Verarbeitung geschieht im Allgemeinen bei Raumtemperatur. Denn dort besitzt Prepreg eine leicht klebrige Oberfläche, die ein präzises Ablegen ermöglicht. Durch leichtes Erwärmen (unter 50°C) oder Abkühlen kann man Einfluss auf die Konsistenz des Matrixharzes nehmen. Ein Erwärmen bewirkt dabei eine erhöhte Klebefähigkeit und eine Steigerung der Flexibilität, welche z.b. Überkopfarbeiten oder Hinterschneidungen ermöglicht. Durch ein Abkühlen des Prepregs verringert sich sowohl die Flexibilität und auch die Klebefähigkeit des Materials. Dies kann z.b. beim Ablösen sehr hilfreich sein. [Ehr06]

Während der Verarbeitung ist darauf zu achten, dass der gesamte Prozess ohne Lufteinschlüsse abläuft. Dazu sollte jede Schicht vollflächig angepresst werden. Dies erfolgt meist unter zu Hilfenahme verschiedener Rollen. Zusätzlich ist es auch bei der Prepregverarbeitung möglich, mehrschichtige Aufbauten schon während der Bearbeitung zu kompaktieren. Man spricht dabei vom Zwischenkompaktieren. Neben dem Verlegen per Hand wird Prepreg in der Flugzeug- oder Fahrzeugindustrie mit automated fiber placement Maschinen (AFP) verlegt. Dieser automatisierte Prozess besitzt den Vorteil der Reproduzierbarkeit und einer erhöhten Wirtschaftlichkeit.

Nach dem kompletten Ablegen wird eine Lage Abreißgewebe auf den Aufbau aufgebracht. Das durchtränkte Abreißgewebe kann nach dem Prozess und dem anschließenden Aushärten des Harzes rückstandslos entfernt werden und gibt dem fertigen Bauteil eine gleichbleibende angeraute Oberfläche. Zusätzlich kann ein Bleeder⁹ aufgebracht werden, um das überschüssige Harz aufzunehmen und somit zu einem hohen Faservolumenanteil beizutragen. Im Anschluss wird das Formwerkzeug unter zu Hilfenahme eines Vakuumsackes und einem Siegelkitt evakuiert und im Autoklaven entsprechend der Herstellerangaben unter Druck und Temperatur kontrolliert ausgehärtet.

Aufgrund der hohen Reproduzierbarkeit und der guten Eigenschaften, wie dem hohem Faservolumenanteil, der guten Festigkeit und der je nach Komplexität des Aufbaus einfachen und flexiblen Verarbeitung, wird Prepreg vor allem in der Luft und Raumfahrt oder auch im Rennsport eingesetzt. Trotz der guten Ergebnisse für den Ultraleichtbau, soll in Absprache mit der Projektleitung das Prepreg Verfahren hier nicht zum Einsatz kommen.

⁹Als Bleeder kann ein Nagelvlies eingesetzt und durch eine Lochfolie vom Bauteil getrennt werden

2.3.3 Resin Transfer Moulding (RTM)

Neben der in der Luftfahrt schon seit langem verwendeten Prepreg Verarbeitung gibt es weitere Fertigungsverfahren für hochwertige Faserverbundbauteile. Die Single-Line-Injection ist dabei eine Weiterentwicklung der DP-RTM-Technologie (differential-pressure-resin-transfer-moulding) (siehe Abbildung 7), welche selbst schon eine Weiterentwicklung des RTM-Verfahren ist. Das Verfahren wurde im DLR Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik Braunschweig patentiert.

Das RTM-Verfahren war das erste industriell angewendete Infusionsverfahren. Der entscheidende Vorteil gegenüber der Prepreg-Verarbeitung ist eine geringe Grundinvestition und trotzdem eine sehr gute Formteilqualität. Dies wird dadurch realisiert, dass in dem Prozess der Pressvorgang und das Spritzgießen miteinander vereinigt sind.

Bei dem RTM-Verfahren werden zunächst die vorher passend zugeschnittenen Materialien in das Werkzeug eingelegt. Dabei können nahezu alle beliebigen trockenen Fasermaterialien, z.B. Unidirektional(UD)-Lagen, Gewebe, Vliese, oder auch Schaumkerne verwendet werden. Im Anschluss wird ein zumeist niedrig-viskoses Matrixsystem in die geschlossene zweiteilige Werkzeugform injiziert. Aufgrund des hohen Prozessdruckes muss die geschlossene Presswerkzeugform die auftretenden Kräfte aufnehmen können und ist daher massiv gebaut. Um einen geringen Luftblasengehalt und damit eine gute Drucktränkung zu erreichen, wird zusätzlich zu dem Überdruck im Vorfeld ein Vakuum im Werkzeug selbst angelegt.

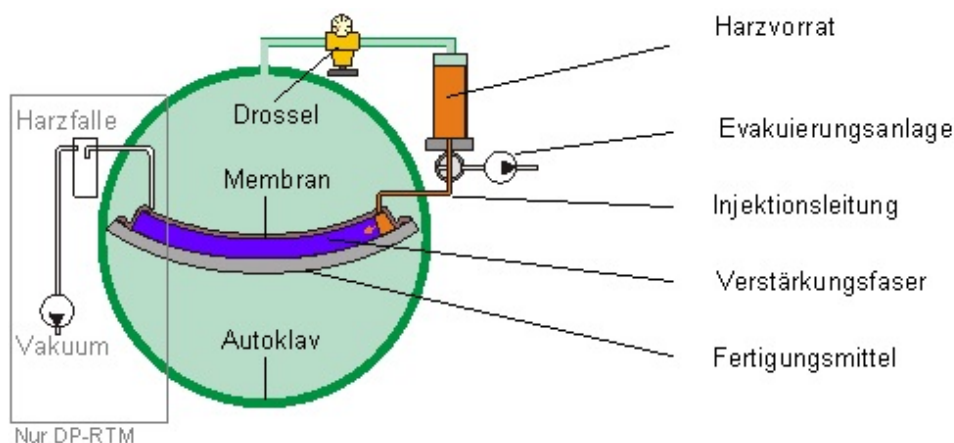


Abbildung 7: DP-RTM-Verfahren¹⁰

¹⁰Quelle: Markus Kleineberg

Das DP-RTM-Verfahren vereinfacht das RTM-Verfahren vor allem durch die Änderung der Prozesskräfte hinsichtlich des Werkzeugs. Da die Infusion im Gegensatz zum klassischen RTM-Verfahren nicht mehr durch das Aufbringen eines Prozessdrucks auf zwei geschlossene Werkzeughälften, sondern durch einen Druckdifferenz zwischen dem Umgebungsdruck im Autoklaven und dem Druck im Harzvorrat durchgeführt wird, muss das Werkzeug nicht mehr massiv geformt werden. Auf die Form wirken in der Regel nur noch die Gewichtskraft und thermische Beanspruchungen durch die hohen Temperaturen im Autoklaven.

Da die im folgendem beschriebenen Verfahren im Gegensatz zu RTM immer mit einem Prozessdruck größer dem Umgebungsdruck arbeiten, spricht man hier von Infusion, bzw. infundieren. Demzufolge fallen die vielen Infusionsverfahren unter den Sammelbegriff Liquid Resin Infusion (LRI), die sich technologisch im Namen und Variante unterscheiden. Der Aufbau der DP-RTM Verfahren ist dabei weiterhin einfach gestaltet. In den Autoklaven führt eine Infusionsleitung, die an einen Harzvorrat angeschlossen ist. Aus dem Autoklaven führt eine Vakuumleitung zu einer Vakuumpumpe, die durch eine Harzfalle vor Verschmutzungen geschützt wird. Bei dem Prozess wird zunächst das Bauteil über die Vakuumleitung evakuiert. Im Anschluss wird der Druck im Harzvorrat durch eine Drossel auf ein höheres Druckniveau als das im Autoklaven gebracht. Die dadurch entstehende Druckdifferenz zwischen dem Umgebungsdruck im Autoklaven und dem Druck im Harzvorrat entspricht dem Infusionsdruck. Dieser sollte so eingestellt werden, dass das Harz im Aufbau schnell fließt, jedoch den Aufbau nicht aufschwemmen lässt. Im Anschluss an diesen Vorgang kann der Differenzdruck erhöht werden, was ein Zurückfließen in den Harzvorrat bewirkt. Dadurch kann der Faservolumenanteil beeinflusst werden. Erfahrungsgemäß erreicht man je nach Material bei einem Differenzdruck in der Größenordnung von 0,2 bar einen Faservolumengehalt von 60%.

Das SLI-Verfahren vereinfacht das DP-RTM-Verfahren nochmals im Prozessaufbau. Wie der Name andeutet, erfolgt der gesamte Infusionsprozess nur noch über eine Leitung. Diese wird sowohl für die Evakuierung des Aufbaus, als auch für die Infusion des Harzes genutzt. Dies führt zwangsläufig dazu, dass die beiden Prozessschritte von einander getrennt ablaufen müssen. Durch den vereinfachten Aufbau wird eine weitere Kostenersparnis gegenüber dem DP-RTM-Verfahren trotz gleichbleibender Bauteilqualität und Reproduzierbarkeit realisiert. [Dlr01]

Zu Beginn der Arbeiten muss das Werkzeug unter Verwendung von Aceton gründlich und vollflächig gereinigt werden. Im Anschluss wird der Rand des Werkzeugs mithilfe

eines Klebebandes in der Breite von ca. 5 cm abgeklebt. Dieser Schritt ist notwendig, da die abgeklebte Fläche später zum Siegeln des Bauteils benutzt wird und der Siegelkitt auf einer eingetrennten Fläche nicht mehr haften würde. Die restliche, freie Werkzeugfläche wird durch mindestens drei Schichten Trennmittel (z.B. Chemlease) eingetrennt. Zwischen den Vorgängen sollte das Trennmittel für ungefähr 15 Minuten ablüften. Danach werden die trockenen Fasermaterialien und bei Bedarf die Schaumkerne auf dem Werkzeug drapiert. Nach dem vollständigen Preforming¹¹ wird eine Lage Abreißgewebe dem Aufbau hinzugefügt. Auf dem Abreißgewebe kann zusätzlich noch eine Fließhilfe zur Verkürzung der Infusionszeit und zur Verlängerung der Fließstrecke beliebig angeordnet werden. Die Größe und Form der Fließhilfe benötigt, wie auch die Anordnung der Infusionslinie, eine Simulation oder Erfahrung für die gewünschte Harzverteilung.

Zusätzlich werden meist auf der gegenüberliegenden Seite des Angusskanals und an kritischen Bereichen Kavitäten positioniert. Kavitäten nehmen den durch Gaseinschlüsse verunreinigten Teil des Harzes und eventuelle Lufteinschlüsse im Fasermaterial während der Infusion auf. Sie sind somit notwendig, um Fehlstellen wie Lunker im Bauteil zu verhindern.

Je nach Form des Bauteils wird das Siegelband auf der dünnen und flexiblen Folie oder auf dem Werkzeug selbst angebracht. Bei einem Plattenwerkzeug siegelt man meist auf dem Werkzeug. Alle anderen Formen werden auf der Folie gesiegelt. Letzteres hat den Vorteil, dass man auf die Geometrien des Bauteils eingehen kann. Bei Platten hingegen ist dies nicht notwendig. Dort wird der Einfachheit halber auf dem Werkzeug in den vorher abgeklebten Siegelbereichen gesiegelt. Nach dem Aufbringen des Siegelkittes wird die Angusslinie positioniert und der gesamte Aufbau mit der Vakuumfolie versiegelt und evakuiert. Anschließend, wird analog wie beim ersten Sack ein Zweiter aufgebracht. Dieser wird über einen auf Vlies fixiertem Vakuumteller evakuiert. Um Abdrücke zu verhindern, sollte dieser neben dem Bauteil positioniert werden. Zusätzlich verlegt man als Vakuumdrainage zwischen dem ersten und dem zweiten Sack noch eine Fließhilfe oder Abreißgewebe. Ansonsten besteht die Gefahr, dass sich die Folien aneinander saugen und der zweite Sack seine sichernde Funktion nicht ausüben kann.

Nachdem der Aufbau abgeschlossen ist, wird dieser im Autoklaven positioniert. Die Leitungen werden angeschlossen und der eingestellte Prozessdruck wird aufgebaut. Dieser Schritt ist gleichzeitig die letzte Kontrolle, ob Undichtigkeiten im Aufbau vor-

¹¹Unter dem Preforming versteht man das Ablegen der Fasern auf das Werkzeug

handen sind. Steigt das Vakuum während des Druckaufbaus deutlich an, ist dies ein Zeichen dafür, dass der Aufbau undicht ist. Sobald die eingestellten Prozessparameter wie Druck und Temperatur erreicht sind, kann der Prozess durch den Autoklavbediener gestartet werden.

Zunächst wird das Harz abgemischt und anschließend in einem Exsikkator¹² entgast. Danach wird der Behälter mit dem Harz in den Harzvorratsbehälter der Infusionsanlage des Autoklaven eingesetzt und anschließend verschlossen. Das T-Stück, welches den Prozess überhaupt erst möglich macht, wird mit der Harzleitung verbunden. Im Anschluss werden die übrigen Leitungen und der Harzvorratsbehälter automatisch entlüftet und unter Druck gesetzt. Da die Harzleitung prozessbedingt nicht evakuiert werden kann, befindet sich dort ein kleiner Lufteinschluss. Nachdem dieser in der Leitung gestiegen ist, wird die Klemme oberhalb des T-Stückes geschlossen und die Luftblase dadurch abgeklemmt.

Anschließend beginnt die Infusion. Abhängig von der Größe des Bauteils, der Art und Viskosität des Harzes dauert die Infusion von wenigen Minuten bis hin zu mehreren Stunden. Nachdem das Harz die Fasern und Kavitäten vollständig getränkt hat, kann das sogenannte Nachdrücken beginnen. Dabei soll durch das Einstellen eines Differenzdruckes (üblich 0,2 bar) zwischen Autoklavdruck und dem Druck im Harzvorratsbehälter überschüssiges Harz wieder in den Harzvorratsbehälter zurückfließen. Schlussendlich wird die Temperatur auf die vorher eingestellte Aushärtetemperatur erhöht und die Härtephase beginnt.

¹²”Bei einem Exsikkator handelt es sich um ein meist aus dickwandigem Glas (oder seltener Kunststoff) gefertigtes Gefäß, welches durch einen mit Planschliff versehenen Deckel luftdicht verschlossen wird.”[Bar06]

2.4 Solarzellen

Eine Solarzelle wandelt Licht in Gleichstrom um. Der Strom steigt bei diesem Prozess linear zu der steigenden einfallenden Lichtintensität. [Sch15] Dabei ist die Solarzelle physikalisch genau so aufgebaut wie eine Diode. Der prinzipielle Aufbau einer Solarzelle ist in Abbildung 8 dargestellt und wird nachfolgend kurz erläutert. Sie besteht aus einem dünnen n- und einem dickeren p-dotierten Halbleiterschicht. Sobald diese miteinander verbunden werden, entsteht im n-Halbleiter ein Überschuss an freien Elektronen und im p-dotierten Halbleiter ein Überschuss an freien Löchern, wodurch die Elektronen vom p-Gebiet ins n-Gebiet diffundieren um ein Gleichgewicht zu erzeugen.

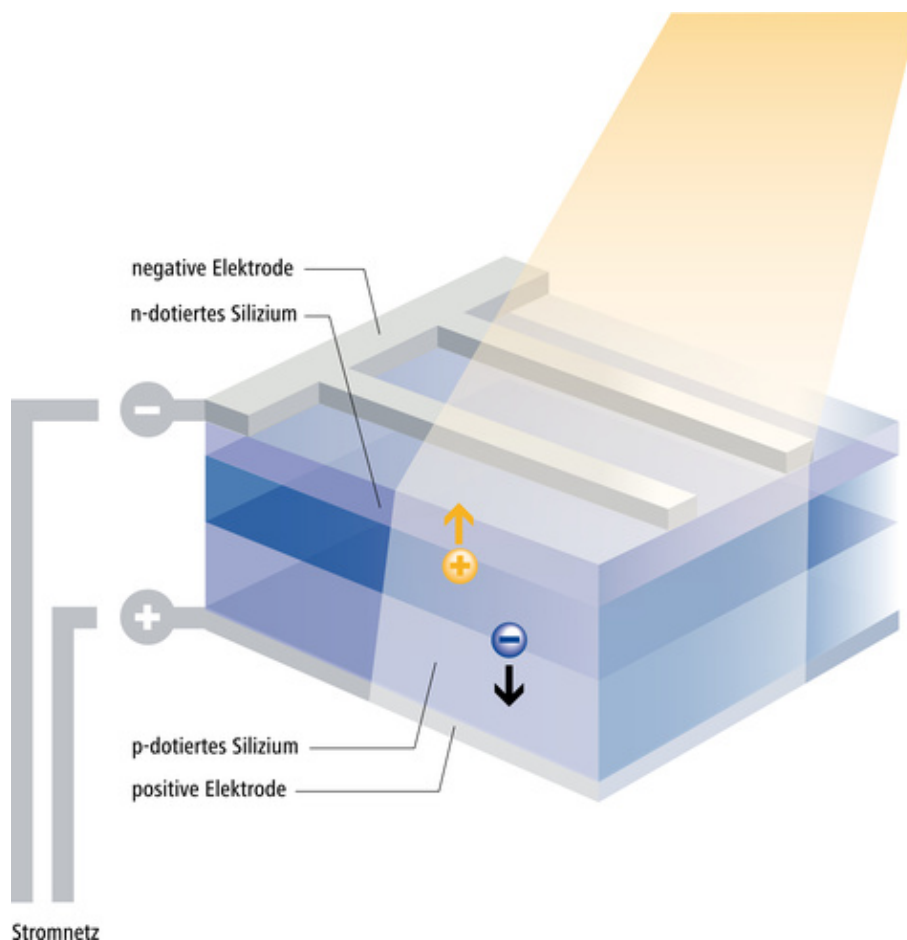


Abbildung 8: Schnitt durch Solarzelle¹³

¹³Quelle: Photovoltaikanlagen http://www.photovoltaikanlagen.org/sites/default/files/bilder/solarzelle_schnitt.jpg

2.4.1 Wirkungsgrad der Solarzellen

Um die Einflussfaktoren auf den Wirkungsgrad der Solarzellen erklären zu können, wird zunächst der Wirkungsgrad definiert. Dieser gibt in einer Prozentzahl an, wie viel Sonnenenergie innerhalb der Zelle in elektrische Energie umgewandelt werden kann. Damit man die verschiedenen Varianten am Markt vergleichen kann, haben sich die Hersteller von Solarzellen auf ein einheitliches Testverfahren geeinigt. Dabei werden alle Solarzellen unter standard test conditions (STC) getestet. Die Bedingungen des STC sind dabei einfach zusammenzufassen:

- Beleuchtungsstärke: $E = 1000 \frac{\text{Watt}}{\text{m}^2}$
- Solarzellenoberflächentemperatur: 25°C
- Spektrale Verteilung: AM¹⁴ 1,5

Unter der Leerlaufspannung U_L einer Solarzelle versteht man die Spannung, welche anliegt, wenn über die Zelle kein Strom fließt. Schließt man die Zelle an den Klemmen kurz, ist die Klemmspannung der Solarzelle gleich Null. Es fließt der Kurzschlussstrom I_K . Aufgrund der spezifischen Eigenschaften einer Solarzelle ist es möglich, diesen mit einfachen Mitteln direkt zu bestimmen. Dabei ist I_K eine gute Näherung für den wahren Photostrom¹⁵ einer Solarzelle. Die "wahre" maximale Leistung erreicht eine Solarzelle in dem Maximum Power Point (MPP).

Die elektrischen Zellenparameter sind in der unten abgebildeten Tabelle dargestellt:

Tabelle 3: Elektrische Solarzellenparameter

Bezeichnung	Formelzeichen	Einheit	Erläuterung
Leerlaufspannung	U_L	V	$U_L \sim \ln E$
Kurzschlussstrom	I_K	A	$I_K \approx I_{ph} \sim E$
MPP-Spannung	U_{MPP}	V	$U_{MPP} < U_L$
MPP-Strom	I_{MPP}	A	$I_{MPP} < I_K$
MPP-Leistung	P_{MPP}	W	$P_{MPP} = U_{MPP} * I_{MPP}$
Wirkungsgrad	η	%	$\eta = \frac{P_{MPP}}{(E * A)}$

¹⁴Die Länge des Weges, den das Licht von der Sonne bis zur Erde zurücklegt bezeichnet man als Air mass (Luftmasse) AM0: Strahlung ohne Atmosphäre, AM1: Senkrechte Einstrahlung auf die Erdoberfläche, AM1,5: Einfallswinkel von 48°

¹⁵Photostrom bezeichnet man den Strom aus Elektronen, der durch den Photoeffekt ausgelöst wird

2.5 Arten von Solarzellen

Weltweit gibt es verschiedenste Materialien, aus denen Solarzellen für unterschiedliche optimale Arbeitsgebiete gefertigt werden können. So werden Polykristalline Solarzellen (PKS) aufgrund des geringeren Preises oft auf großen Flächen (Kraftwerke) verwendet, bei denen die Leistung des einzelnen Moduls nicht entscheidend ist. Monokristalline Solarzellen (MKS) finden aufgrund des höheren Wirkungsgrad auf kleineren Flächen, wie Wohnhäusern Anwendung. Neben den gängigen, industriell hergestellten Solarzellen wird die Entwicklung noch in verschiedenen Forschungsinstituten vorangetrieben. Da im Rahmen dieser Bachelorarbeit ein Demonstrator gefertigt werden sollte, wurden nachfolgend nur die frei am Markt verfügbaren Solarzellen miteinander verglichen.

2.5.1 Solarzellen aus kristallinen Zellen

Aus Silizium werden weltweit die meisten Solarzellen hergestellt. Die Produktion der Zellen ist gut erforscht und läuft stabil. Dabei wird zwischen MKS und PKS und amorphen¹⁶ Solarzellen unterschieden.

2.5.1.1 Monokristalline Solarzellen

MKS werden in der Regel pseudoquadratisch (mit abgerundeten Ecken) gefertigt, wobei die Seiten ca. 15 cm lang sind. Jedoch gibt es neben der quadratischen Bauform auch Zellen, die rund gefertigt werden.

Während der Herstellung werden hochreine Ingos industriell durch künstliches Kristallwachstum hergestellt. Aus diesem Silizium Zylinder werden dünne Silizium-Wafer geschnitten. Dadurch entsteht bei einer runden Bauform nahezu kein Verschnitt. Da runde Zellen nicht nahtlos aneinander gefügt werden können, verringert sich der Gesamtwirkungsgrad des gebauten Paneels enorm, sodass ein Einsatz trotz keinem Verschnitt wirtschaftlich nicht sinnvoll ist. Die pseudoquadratische Bauform ist daher der sinnvollste Kompromiss aus der anfänglich runden Form, eine maximale Rechteckige Flächenausnutzung zu generieren.

MKS besitzen eine dunkelblaue, leicht schimmernde Vorderseite. Durch die unterschiedlichen Materialien auf Vorder- und Rückseite biegen sich die Solarzellen bei steigender bzw. fallender Temperatur in unterschiedliche Richtungen. Sie besitzen also einen Bimetalleffekt. Die Zellen gehören aufgrund der Herstellung aus einem Wafer mit

¹⁶Unter einem amorphem Material versteht man ein Stoff, welcher eine ungeordnete Atomstruktur besitzt

eine Dicke von 160-450 μm zu den dickeren Solarzellen. Dabei besitzen sie eine Dichte von $2,3 \frac{\text{g}}{\text{cm}^3}$ [Kei00]. Durch den spröden Aufbau der Wafer brechen diese äußerst leicht. Die Festigkeit der Wafer ist somit die Ursache für die Dicke der Solarzelle. Dünnere Zellen würden schon bei der Produktion durchbrechen.

Aufgrund der spröden Materialeigenschaften werden die einzelnen Zellen bei dem Bau von Modulen aufwendig eingebettet. Der klassische Aufbau eines Solarmoduls besteht zunächst aus einer eisenarmen Glasscheibe, die den vorderseitigen Schutz darstellt. Auf der Rückseite befindet sich entweder Glas oder Kunststoff. Zwischen den beiden Abdeckungen wird die Solarzelle zunächst in Ethylen-Vinyl-Acetat (EVA) bei 150°C unter Unterdruck einlaminieren. Zusätzlich werden die fertigen Module zum Schutz vor Glasbruch und aufgrund der einfacheren Montage noch einmal mit einem Aluminium-Rahmen versehen. [Qua13]

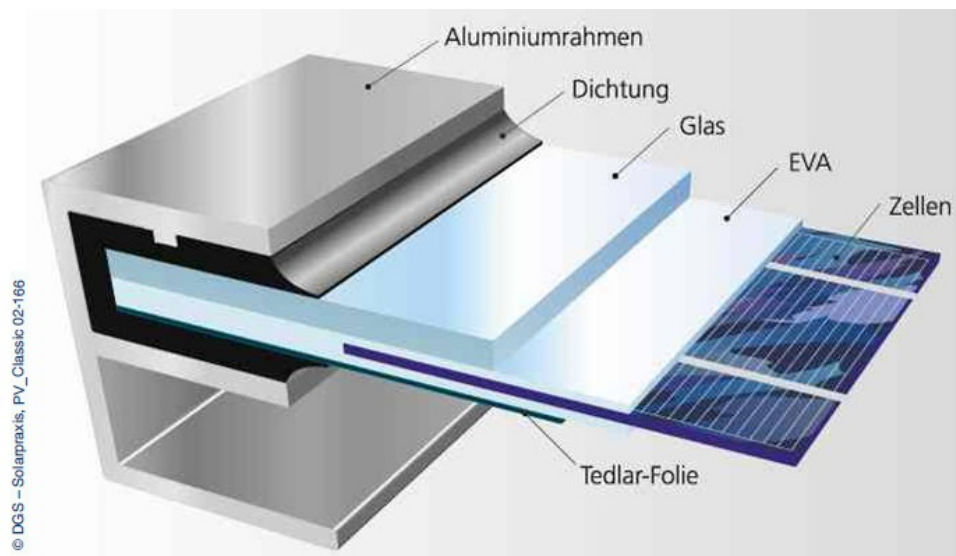


Abbildung 9: Aufbau eines Serienmoduls¹⁷

Im Labor wurden Zellen mit 25% Wirkungsgrad hergestellt. [Qua13] Dabei erreicht die Solarzelle ihren Wirkungsgrad jedoch nur bei einer optimalen Temperatur. Die relative Leistung im MPP ändert sich um bis zu $-0,51 \frac{\%}{\text{K}}$. Typischerweise erreichen Zellen aber eine Größenordnung von $-0,4 \frac{\%}{\text{K}}$. [Qua13] Aufgrund des vereinheitlichten Verfahrens zur Vermessung der Zellen, ergeben sich große Differenzen zum wahren Wirkungsgrad im späteren Betrieb der Zellen. Da die Zelltemperatur im Betrieb auf bis zu 75°C ansteigen kann, ergibt sich eine Temperaturdifferenz von 50°C zu den STC.

¹⁷Quelle: DGS - Solarpraxis http://www.work-crew.de/wordpress/wp-content/uploads/2011/05/schichtaufbau_modul.png

Die dadurch resultierende Leistungsänderung beträgt daher:

$$P_{75^{\circ}\text{C}} = 50\text{K} * -0,4 \frac{\%}{\text{K}} \quad (1)$$

$$P_{75^{\circ}\text{C}} = -20\% \quad (2)$$

2.5.1.2 Polykristalline Solarzellen

Entgegen der komplizierten Fertigung der Ingots bei MKS, werden PKS durch Gießverfahren hergestellt. Dadurch entstehen beim Abkühlen viele verschiedene Einzelkristalle, die durch Korngrenzen voneinander getrennt werden.

Polykristalline Solarzellen sind ebenfalls blau gefärbt, erscheinen aber im direktem Vergleich deutlich heller als MKS. Aufgrund der Korngrenzen innerhalb des Materials haben PKS nur einen Wirkungsgrad von bis zu 18%. Eine weitere Betrachtung erscheint nicht sinnvoll, da die Solarzellen bis auf einen günstigeren Anschaffungspreis keine nennenswerten Vorteile gegenüber den MKS bieten.

2.5.2 Dünnschichtsolarzellen

Die Dünnschichtsolarzellen gliedern sich in amorphe Siliziumzellen und in einen Bereich anderer photovoltaischer Materialien.

2.5.2.1 Amorphe Siliziumzellen

Bei dem Herstellungsprozess der amorphen Siliziumzellen wird amorphes Silizium auf eine Folie oder ein Glassubstrat gedampft. Durch das Aufdampfen des Siliziums ist es möglich, im Vergleich zu MKS Zellen um den Faktor 100 dünner herzustellen. Zusätzlich sind die Zellen aufgrund der geringeren Menge an verwendetem Silizium deutlich günstiger und schonender für die Umwelt. Zellen aus amorphem Silizium eignen sich aufgrund des Wirkungsgrades von 6-7% in der Serienfertigung jedoch nur für Kleinanwendungen. Zusätzlich besitzen diese Zellen in den ersten Betriebsmonaten noch Degressionseffekte. [Qua13]

2.5.2.2 Verschiedene Dünnschichtsolarzellen

Dünnschichtsolarzellen, die auf anderen gasförmigen Schichten basieren, erreichen im Vergleich zu den Amorphen Siliziumzellen einen etwas höheren Wirkungsgrad. Dadurch ist es möglich, sehr preiswerte und große Zellen herzustellen. Dies liegt an der Verwendung alternativer kostengünstigerer Materialien, welche günstiger als Silizium

sind. Zusätzlich aber auch an dem ebenfalls sehr geringen Materialaufwand sowie den günstigen Fertigungsmöglichkeiten. [vgl. S.36 [Kei00]]

Die Serienreife erlangt haben zurzeit folgende Materialien:

- Cadmiumtellurid(CdTe)
- Kuper-Indium-Sulfid(CIS)
- Kupfer-Indium-Gallium-Diselenid bzw. Sulfid (CIGS)

Die sogenannten CIGS-Zellen zählen zur aussichtsreichsten Alternative zu den MKS, obwohl diese einen geringeren Wirkungsgrad von 14,5% besitzen. [Qua13] Trotzdem besitzt die CIGS Technologie im Vergleich zur MKS den Vorteil, bei diffusem Licht oder bei sehr hohen Betriebstemperaturen nur einen geringen Leistungsverlust erleiden zu müssen. Zudem sind Module, die auf Basis der CIGS-Technologie basieren, leichter als MKS Solarzellen. Diese wiegen nur $20 \frac{g}{W_p}$. Module auf Basis amorphen Silizium sind mit $35 \frac{g}{W_p}$ fast doppelt so schwer. [Bue15]

2.5.2.3 Vergleich von CIGS Solarzellen und MKS

Eine kurze Beispielrechnung soll verdeutlichen, warum selbst die neuste Technologie der Dünnschicht Solarzellen für den Einsatz auf einem Flugzeug nicht vorteilhaft erscheint.

$$\eta = \frac{P_{MPP}}{(E * A)} \quad (3)$$

$$A = \frac{P_{MPP}}{(E * \eta)} \quad (4)$$

mit $\eta_{CIGS-Modul} = 14,5\%$, $\eta_{MKS-Modul} = 20,4\%$ [Qua13] und $E = P_{MPP} = \text{konstant}$ ergibt sich ein Flächenverhältnis von

$$\frac{A_{MKS-Modul}}{A_{CIGS-Modul}} = \frac{\eta_{MKS-Modul}}{\eta_{CIGS-Modul}} \quad (5)$$

$$A_{MKS-Modul} = 1,4068 * A_{CIGS-Modul} \quad (6)$$

Ein Paneel mit CIGS-Technologie müsste also trotz des geringen Wirkungsgradunterschiedes von gerade einmal 4,9% über 40% größer sein als ein Paneel mit MKS. Aufgrund der begrenzten Fläche auf einem Flugzeug erscheint ein Einsatz daher nicht sinnvoll. Auch die Vorteile bei diffusem Licht sind zu vernachlässigen, da das Solar-Paneel im hier vorliegenden Fall nachgeführt werden soll und dadurch die Leistung der MKS bei schlechten Lichtverhältnissen ebenfalls gesteigert werden kann. [Kei00] Ebenfalls ist, zumindest theoretisch, die höhere Leistung bei hohen Betriebstemperaturen vernachlässigbar. In einer Flughöhe von 20 km Höhe herrschen Umgebungstemperaturen von -50°C . [Sch54] Dadurch sollten sich die Zellen nicht nennenswert erwärmen. Keinesfalls zu vernachlässigen ist das deutlich geringere Gewicht der CIGS Solarzellen. Jedoch werden die Solarzellen, ersten Abschätzungen zur Folge, mit 5-8% zum Gesamtgewicht des Flugzeuges einen geringen Anteil an der Masse beitragen.

2.5.3 Elektrischer Betrieb von Solarmodulen

Da eine einzelne Solarzelle eine geringe Leistung besitzt, werden einzelne Solarzellen in der Regel zu Solarmodulen verschaltet. Ähnlich wie Akkumulatoren können auch Solarzellen durch Reihen- und Parallelschaltung verbunden werden. Bei der Parallelschaltung entspricht die Klemmspannung der Spannung der einzelnen Solarzelle. Diese Schaltungsvariante führt dazu, dass sich die Ströme der einzelnen Solarzellen addieren und so der nutzbare Strom höher wird. Bei der Reihenschaltung ist der nutzbare Strom unabhängig von der Anzahl der Solarzellen. Die Gesamtspannung ergibt sich aus der Summe der Einzelspannungen der verschalteten Zellen.

Im folgendem Abschnitt wird die Reihenschaltung mit der Parallelschaltung hinsichtlich den Auswirkungen auf die Leistung der Solarzellen gegenübergestellt.

2.5.3.1 Reihenschaltung

Vorteile:

- Die geringen Einzelspannungen lassen sich zu einer gewünschten Nennspannung addieren. (Vgl. Abbildung 10)
- Es entstehen keine Verluste durch eine Spannungsumwandlung.
- Der fließende Strom bleibt im gewünschten Bereich.

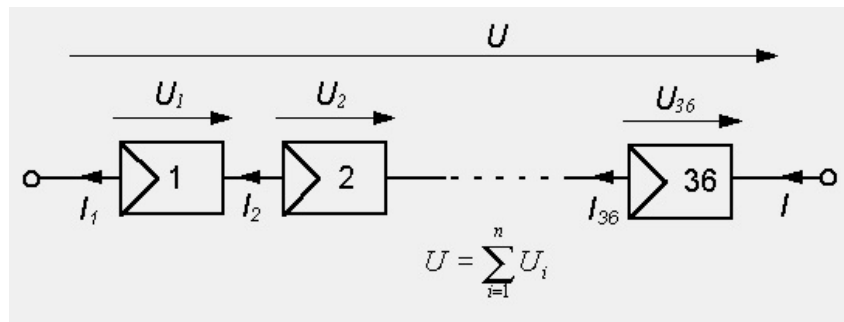


Abbildung 10: Reihenschaltung Solarzelle¹⁸

Nachteile:

- Die Stromstärke wird von der schwächsten Solarzelle bestimmt, unabhängig davon, ob die geringere Leistung durch Abschattungseffekte oder durch einen schlechteren Wirkungsgrad hervorgerufen wird.
- Eine Abdunkelung einer einzelnen Solarzelle bewirkt eine Erwärmung dieser Zelle, da die abgedunkelte Zelle durch den erhöhten Widerstand zu einem Verbraucher im Stromkreis wird. Diese Erwärmung kann zu einer thermischen Zerstörung der einzelnen Zelle führen. Unter Umständen führt der Ausfall einer einzelnen Zelle zu einem kompletten Versagen des Moduls.
- Eine gute Selektion der Einzelzellen ist notwendig, da sonst das Gesamtsystem geschwächt wird.
- Die Verschaltung im Prozess ist bei günstigen beidseitigkontaktierten Solarzellen komplizierter, da die Vorderseite der Solarzelle mit der Rückseite verschaltet werden muss. Bei rückseitenkontaktierten Solarzellen entfällt die komplizierte Verschaltung.

¹⁸Quelle: TU-Berlin <http://www.user.tu-berlin.de/h.gevrek/ordner/ilse/solar/gifs/solar72.gif>

2.5.3.2 Parallelschaltung

Vorteile:

- Die Spannung des Gesamtsystems ist fast unabhängig von der Intensität der einfallenden Sonnenstrahlen. (Vgl. Abbildung 11)
- Es ist eine einfache Verschaltung bei beidseitigkontaktierten Solarzellen möglich.

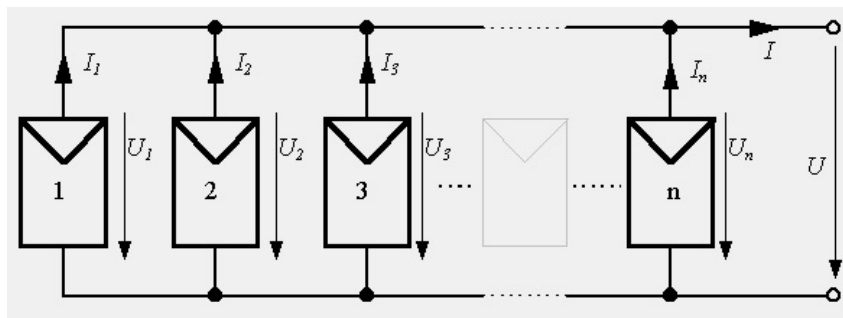


Abbildung 11: Parallelschaltung Solarzelle¹⁹

Nachteile:

- Die Spannung des Gesamtsystems ist zu gering für eine sinnvolle Verwendung. Es muss eine verlustbehaftete Spannungswandlung durchgeführt werden, um das Solarmodul sinnvoll zu verwenden.
- Eine Abdunkelung einer einzelnen Solarzelle bewirkt eine Erwärmung dieser Zelle, da die abgedunkelte Zelle durch den erhöhten Widerstand zu einem Verbraucher im Stromkreis wird. Diese Erwärmung kann zu einer thermischen Zerstörung der einzelnen Zelle führen und ist unkritischer als in der Reihenschaltung.
- Hohe Ströme werden in der Praxis aufgrund der hohen Wärmeentwicklung gern vermieden

Fazit:

Aufgrund der geringen Spannung von 0,5 V pro Zelle werden handelsübliche Module meist in Reihe verschaltet. Gewöhnlich werden dabei 36 Solarzellen verbaut, sodass die Betriebsspannung zwischen 15 V bis 20 V liegt. Aufgrund der Vorteile fällt die Wahl für den Demonstratorbau ebenfalls auf eine Reihenschaltung.

¹⁹Quelle: TU-Berlin <http://www.user.tu-berlin.de/h.gevrek/ordner/ilse/solar/gifs/solar71.gif>

2.6 Nachführung von Solarmodulen

Zu Beginn der Betrachtung einer Nachführung von Solarzellen sollte eine Abwägung der Vor- und Nachteile beider Varianten im Einsatz auf einem Flugzeug stehen.

Vorteile:

- Versuche am Boden zeigen, dass bei einem einachsigen nachgeführten Solarenergiepaneel über den Tag bis zu 30% Mehrertrag erzielt werden kann als bei einem starren Paneel. Gerade in den Morgen- und Abendstunden erhöht sich die Energiegewinnung. [Kon09]
- Die Solarenergiepaneele werden durch die freie Montage sehr gut hinterlüftet. Dadurch treten Temperaturprobleme deutlich seltener auf als bei einem Konzept im Inneren des Flügels. [RG09]
- Eine Fertigung von leichten Solarenergiepaneelen ist einfacher als eine gekrümmte Einbettung in der Tragfläche.
- Die Solarenergiepaneele könnten nachts in eine Ruheposition gefahren werden, in der die große Fläche zum Auftrieb beiträgt. Dies ist besonders wichtig, da in der Nacht die elektrische Energie besonders knapp ist [Kei00] und eine größere Flügelfläche den Auftrieb erhöhen kann.

Nachteile:

- Das Gewicht des Flugzeugs erhöht sich im Vergleich zu einer fixen Montage der Solarzellen im Flügel durch das Zusatzgewicht des Paneels inkl. der Nachführung. Ferner ist mit erhöhten strukturellen Belastungen des gesamten Flugzeugs durch das gesteigerte Abfluggewicht und der angreifenden Kräfte am Rumpf zu rechnen. [Kei00]
- Durch die Nachführung besteht eine erhöhte Gefahr von technischen Ausfällen. Neben einem Ausfall des Drehmechanismus können Probleme bei der Stromübertragung vom drehbarem Paneel zum festen Rumpf entstehen.
- Bei einer schlechten aerodynamischen Auslegung der großen Paneelflächen verschlechtern sich die Flugleistungen des gesamten Flugzeuges durch den gestiegenen Widerstand. Insbesondere die Flugstabilität bei Seitenwinden verschlechtert sich in Abhängigkeit von der Größe und der Ausrichtung der zusätzlichen Paneels.

Fazit:

Aus energietechnischer Sicht überwiegen bei einer Nachführung des Paneels die Vorteile. Zwar steigt der aerodynamische Widerstand des Flugzeugs mit der steigenden Fläche an Solarzellen, jedoch ist eine globale dauerhafte Stationierbarkeit ohne eine Nachführung nicht möglich.

Daher wird dieses Konzept in Zukunft weiter verfolgt.

3 Aufbau eines Solarzellenprüfstandes

Um qualitativ hochwertige reproduzierbare Messungen zu erzeugen, benötigt man einen Prüfstand, der unabhängig von den Einflussfaktoren auf den Wirkungsgrad der Solarzellen zu benutzen ist. Um dies zu garantieren wird der Prüfstand in einem fensterlosem Labor auf einem Schweißstisch aufgebaut. Durch den Schweißstisch ist es möglich, den gleichen Aufbau reproduzierbar ohne größere vorherige Vermessungen immer wieder aufzubauen. In Abbildung 12 wird eine Vorderansicht des Solarzellenprüfstandes gezeigt. Darauf erkennt man gut die drehbar gestaltete Platte. Der Rest des Raumes ist komplett abgedunkelt, um Störfaktoren bei den Messungen zu verhindern.

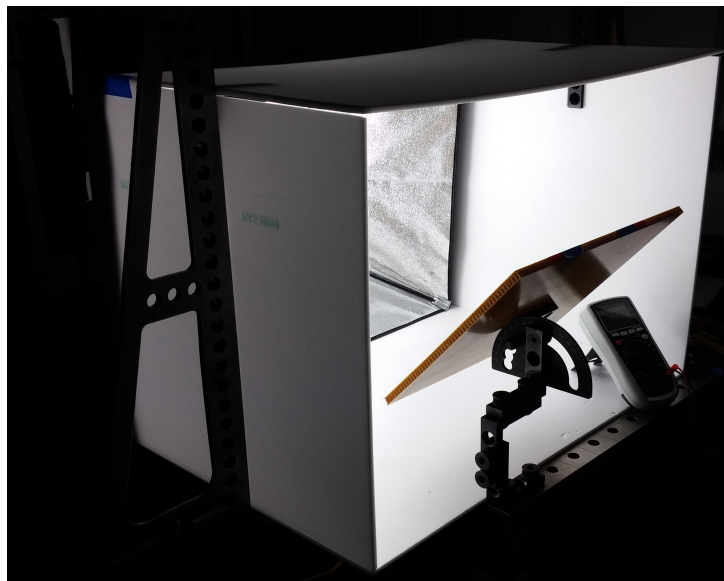


Abbildung 12: Vorderansicht des Solarzellenprüfstand

Die erste einlamierte Solarzelle stellt die Referenzmessung da. Anhand dieser Zelle ist es später möglich, schnell und zuverlässig den Aufbau des Prüfstandes zu überprüfen. Änderungen durch Störlicht von außen sind ebenfalls zu vernachlässigen, da sich in dem Raum keine Fenster befinden. Trotzdem sollte der Aufbau mit weißem Depron²⁰ ummantelt werden. Hierdurch werden Reflexionen durch geänderte Umgebungsvariablen, wie Reflektionen durch Tisch oder andere Gegenstände, verhindert. Da sowohl die Winkel als auch die Solarzellen geändert bzw. gewechselt werden müssen, ist der Aufbau einseitig offen gestaltet. Zusätzlich ist es empfehlenswert, für aussagekräftige Messungen einen weißen Arbeitskittel anzuziehen, da schon eine geänderte Pulloverfarbe einen Leistungsunterschied von bis zu 2% erzeugen kann. Weiterhin verhindern Baumwollhandschuhe Verschmutzungen.

²⁰Bei Depron handelt es sich um einen extrudierten Hartschaum, der meist als Dämmmaterial eingesetzt wird

Um konstante, dem Sonnenlicht ähnliche Lichtverhältnisse zu schaffen, findet eine Tageslichtlampe Anwendung. Da sie die spektrale Zusammensetzung von natürlichem Licht emittiert, ist sie eigentlich für Fotografen gedacht. Aus diesem Grund funktioniert sie zuverlässig als Solarzellen-Teststand. Da sich die Lampe nach dem Einschalten erwärmt und sich das Lichtspektrum der Lampe ändert, ist die Lampe mindestens 2 Stunden vor den Messungen einzuschalten. Ab dieser Zeit sind die Messungen als konstant zu betrachten. Die Lampe bietet mit 5500 K dem Sonnenlicht vergleichbare spektrale Lichtverhältnisse, liefert allerdings deutlich weniger Leistung als die Sonne bei optimalen Bedingungen. Die Beleuchtungsstärke variiert abhängig von der Jahreszeit und der Wetterlage von ca. 5.000 Lux an einem bewölkten Wintertag bis hin zu ca. 100.000 Lux an einem wolkenlosem Sommertag. [The00] [Heg15]²¹ Die verwendete Tageslichtlampe liefert eine Lichtleistung von 6000 Lumen. Da die Einheit Lumen wenig über die Beleuchtungsstärke aussagt, muss diese zunächst in Lux umgerechnet werden.

$$1lx = 1 \frac{lm}{m^2} \quad (7)$$

Zur besseren Veranschaulichung der Rechnung wird der Aufbau in der nebenstehenden Abbildung 13 aufgezeigt. Unter der vereinfachten Annahme einer Punkt-Lichtquelle, die durch den Lampenschirm einen Öffnungswinkel von 90° erreicht, ergibt sich in einem Abstand von einem Meter eine Beleuchtungsstärke. Zur Umrechnung wird zunächst der, zum $\omega = 90^\circ$ passende Raumwinkels, Steradian (Ω) abgelesen.

$$\Omega = 1,8403sr$$

$$Candela = \frac{Lumen}{Steradian} \quad (8)$$

$$I_V = \frac{lm}{sr} = \frac{6000lm}{1,8403sr} \quad (9)$$

$$I_{Lampe} = 3260cd$$

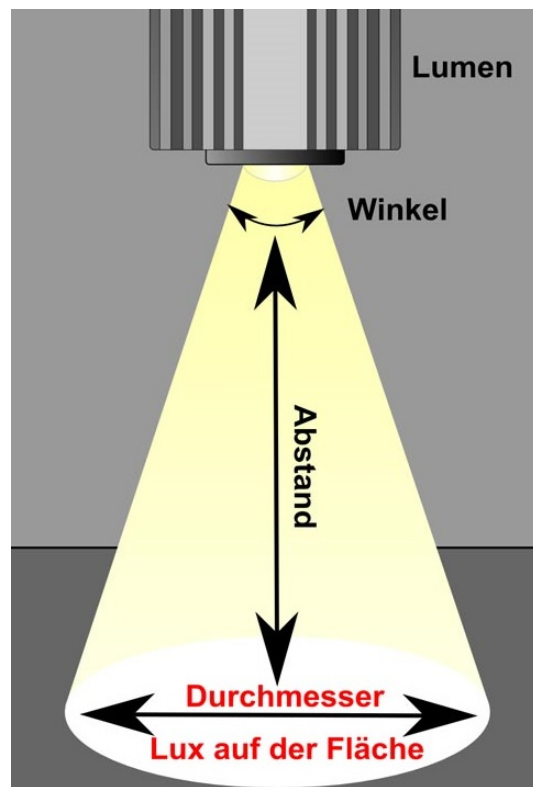


Abbildung 13: Veranschaulichung der Rechnung²²

²¹Die Einheit Lux gibt das Verhältnis aus Lichtstrom (Lumen) zu beleuchteter Fläche (Quadratmeter) an.

²²Quelle: <http://www.infoled.de/info/Visueller-Umrechner.html>

Aufgrund des Abstands von einem Meter gilt auch für die Beleuchtungsstärke:

$$E = \frac{I}{r^2} = \frac{3260cd}{(1m)^2} \quad (10)$$

$$E = 3260lx$$

Da die Solarzellen bei den STC mit einer Bestrahlungsstärke von $1000 \frac{Watt}{m^2}$ ²³ vermessen werden, ergibt sich durch Umrechnungsfaktoren für Messwerte für Sonnenlicht nach McCree (1981) eine Beleuchtungsstärke von:

$$I_{STC} = 1000 \frac{Watt}{m^2} * 0,13 \quad (11)$$

$$I_{STC} = 130klx = 130.000lx$$

Durch die lineare Stromzunahme kann man durch einen Dreisatz den erwarteten Strom während der Testbedingungen errechnen. Da sowohl die Lichtstärke als auch der Strom durch den Buchstaben I ausgedrückt werden, wird der Kurzschlussstrom zusätzlich durch den Index K gekennzeichnet. (Vgl.Kapitel 2.4.1)

$$\frac{I_{Lampe}}{I_{STC}} = \frac{I_{K_{Lampe}}}{I_{K_{STC}}} \quad (12)$$

$$\frac{3260lx}{130.000lx} = \frac{I_{K_{Lampe}}}{8,88A}$$

$$I_{K_{Lampe}} = 0,222A$$

Die Rechnungen zeigen, dass eine Solarzelle, die nicht einlaminert ist, einen Kurzschlussstrom von $I_{K_{Lampe}} = 0,222 A$ erreichen sollte. Dieser Wert wird später zur Verifizierung des korrekten Aufbaus herangezogen.

Aufgrund der linear steigenden Stromzunahme zur steigenden Lichtintensität stellt die geringere Beleuchtungsstärke kein Problem dar.

²³Die Globalstrahlung wird mit einem Solarimeter gemessen, sodass der Umrechnungsfaktor von diesem Verwendung findet

Damit Messungen mit verschiedenen Lichteinfallswinkeln zu realisieren sind, findet ein Winkel der Firma Demmler für Schweißstische Verwendung. Diesen kann man in 15° Schritten einrasten. Zusätzlich wird eine Platte (siehe Abbildung 12) angebracht, damit die Solarzellen während der Vermessung weiterhin plan aufliegen und sich nicht durchbiegen. Dadurch ist sichergestellt, dass die Messungen immer im gleichem Winkel stattfinden. Zusätzlich kann man die Messungen schnell nacheinander durchführen, was eine Erwärmung der Solarzellen nahezu verhindert. Dies ist aufgrund des in Kapitel 2.5.1.1 Leistungsverlustes von MKS durch Erwärmung notwendig.

Um die Aussagekraft aller Messungen untereinander zu gewährleisten, sind alle Messungen mit demselben kalibrierten Multimeter durchgeführt.

Vor dem Vermessen sollen die Zellen einige Minuten im Prüfraum gelagert werden um eventuelle Temperaturunterschiede aufgrund des Lötens zu verhindern. Dazu werden sie vor dem Test wie in Abbildung 14 ausgebreitet.

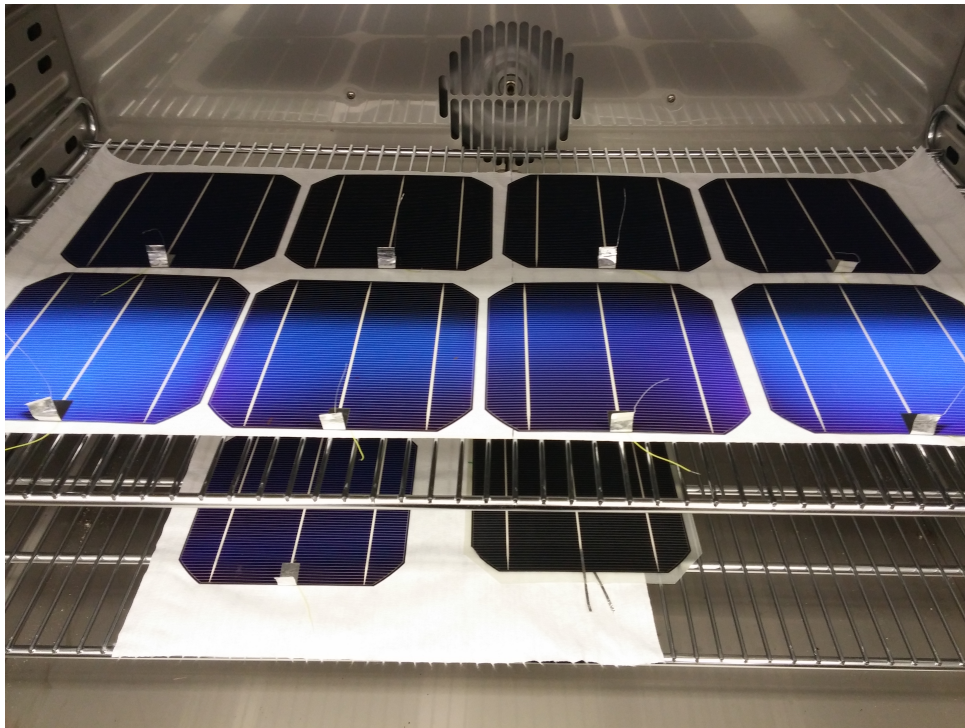


Abbildung 14: Auf einem Papiertuch ausgebreitete Solarzellen. Bei allen Bildern mit vollständig erkennbaren Solarzellen wird auf einen Maßstab verzichtet.

Zum Test wird jeweils eine Solarzelle horizontal durch einen Anschlag auf der Platte positioniert. Die vertikale Ausrichtung geschieht durch die Markierungen auf der Platte. Die Solarzelle wird mit Hilfe von einem Transferbandes ²⁴ befestigt.

²⁴Ein Klebeband das nicht vollflächig verklebt, sondern kleine Klebepunkte bildet und dadurch einfach zu entfernen ist

Für aussagekräftige Ergebnisse, misst man bei den Winkeln 0°, 30° und 45° die Leerlaufspannung, im Anschluss in umgekehrter Reihenfolge den Kurzschlussstrom. Durch die Bestimmung des Füllfaktors²⁵ können die reellen Werte abgeleitet werden. Anhand Abbildung 15 erkennt man den Zusammenhang zwischen Kurzschlussstrom und Klemmspannung und den reell erreichbaren Werten im MPP.

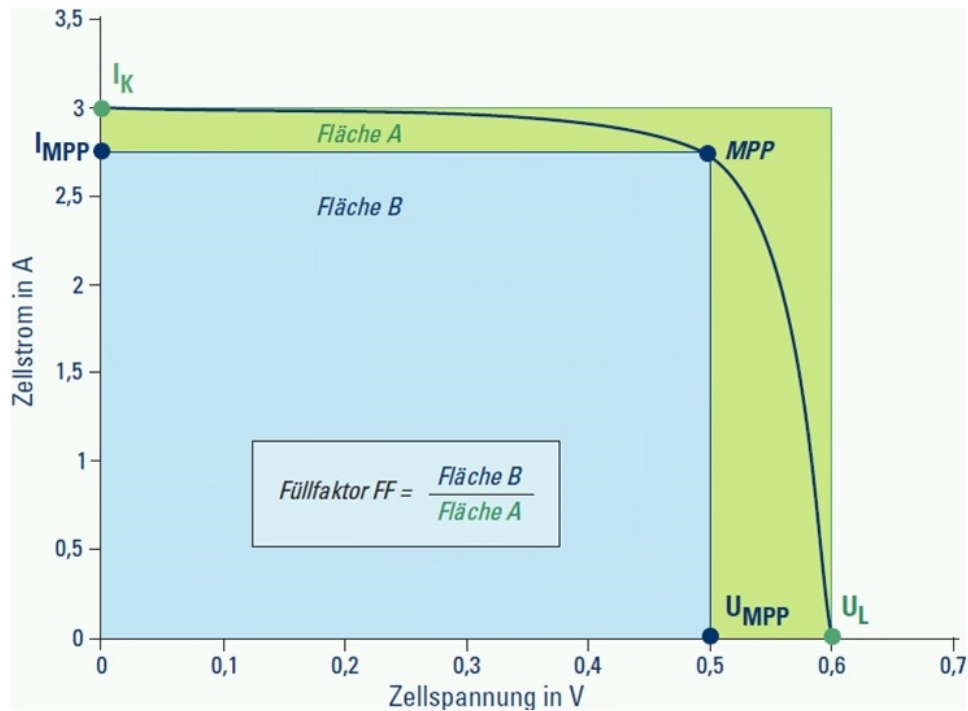


Abbildung 15: Füllfaktor Solarzellen²⁶

Für die verwendeten Solarzellen ergibt sich, unter Berücksichtigung des Datenblattes (TG18.5 BR) im Anhang, folgender Füllfaktor:

$$FF = \frac{U_{MPP} * I_{MPP}}{U_K * I_K} = \frac{4,39W}{8,88A * 0,62} \quad (13)$$

$$FF = 0,797 \Rightarrow 79,7\% \quad (14)$$

²⁵Dimensionsloser Quotient aus maximaler Leistung und dem Produkt aus Kurzschlussstrom und Klemmspannung der Solarzelle

²⁶Quelle: DGS - Solarpraxis http://www.work-crew.de/wordpress/wp-content/uploads/2011/05/fuellfaktor_solarzellen.png

4 Konzeptentwicklung und Probenherstellung

Im folgenden Kapitel werden verschiedene Konzepte zur Fertigung von Solarzellenpaneels vorgestellt und im Anschluss analysiert. Die in Abbildung 9 skizzierte Methode, um Solarzellen zu einem Modul zusammenzufügen, ist für ein Flugzeug viel zu schwer. Es bedarf einer einfacheren, aber nicht weniger robusten Lösung. Ziel dabei ist es, eine möglichst leichte und effiziente Einbettung zu realisieren und darüber hinaus den Wirkungsgrad der Solarzellen durch den Prozess nicht zu verschlechtern.

Dabei sollen die klaren Eigenschaften der Glasfasern genutzt werden, um die Solarzellen anstelle von EVA in glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK) einzulaminieren.

Zu prüfen ist, welche Verluste durch das Aufbringen einer Schicht aus GFK zu erwarten sind.

Zu Beginn der Arbeiten sind zu allen Problemen verschiedene Lösungsvarianten aufzustellen. Dabei wird die Problematik des Einlaminierens in drei Kategorien unterteilt und im folgenden dargestellt:

4.1 Kontaktierung

Eine sichere und einfache Kontaktierung der Solarzelle ist für einen Einsatz zwingend notwendig. Ohne diese sind keine Messungen und Aussagen über die Verlustleistung aufgrund des Einbettens in GFK möglich. Die Kontakte müssen folgende Anforderungen erfüllen:

- Kontaktierung ohne einen signifikant erhöhten Übergangswiderstand
- sicher elektrisch leitende Verbindung
- Lösungsmittel- und UV-Beständigkeit
- Temperaturbeständigkeit
- Kontakt so dünn wie möglich

Die Kontaktierung ist zwangsläufig mit einer gewissen Dicke verbunden, wodurch an dieser Stelle beim Evakuieren des Aufbaus für die SLI-Verfahren die größte Gefahr für einen Bruch der Solarzelle besteht. Dies wird in der folgenden Abbildung 16 verdeutlicht. Die Abbildung zeigt den schematischen Aufbau zweier Solarzellen die in Reihe geschaltet sind. Zusätzlich ist der kritische Bereich, an der die meisten Solarzellen Brüche aufweisen, markiert.

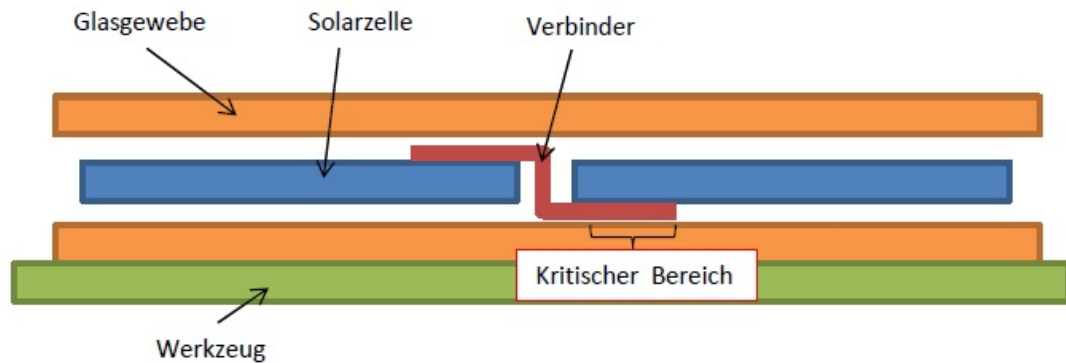


Abbildung 16: Solarzellenverbinder zweier in Reihe geschalteter Solarzellen

Die Anforderungen an das Material der Kontaktierung bestehen darin, dass es den maximalen Strom von $I_K = 8,88 \text{ A}$ ohne eine unzulässig hohe Erwärmung leitet. Gleichzeitig sollte es nicht zu dick aufgebaut sein um die Solarzelle nicht zum Brechen zu bringen. Zusätzlich sind alle Konzepte möglichst vielseitig gestaltet. Jedes Konzept soll neben der Verwendung auf einem drehbaren Paneel auch auf der Tragfläche ohne eine Grundkonstruktion funktionieren.

Alle Kontaktierungskonzepte sind in der nachfolgenden Tabelle zusammengefasst.

Tabelle 4: Zusammenfassung der verwendeten Kontakt-Materialien

Art der Kontaktierung	Technische Daten
Einadriges Silikonkabel	<ul style="list-style-type: none"> • Querschnitt: 0,15 mm • runde Kupferader • durch Silikon geschützt • Spezifischer Widerstand: $1,69 \cdot 10^{-2} \Omega$
Flaches Kupferband	<ul style="list-style-type: none"> • Höhe: 0,15 mm, Breite: 2 mm • verzinntes Kupfer • Spezifischer Widerstand: $1,69 \cdot 10^{-2} \Omega$
Kupfermesh	<ul style="list-style-type: none"> • Höhe: 0,05 mm, Breite: beliebig • Kupfer • Spezifischer Widerstand: $1,69 \cdot 10^{-2} \Omega$

Präzisionslehenband	<ul style="list-style-type: none"> • Höhe: 0,05 mm, Breite: 10 mm • gewalzter Stahl • Spezifischer Widerstand: $2 * 10^{-1} \Omega$ • Kontaktierung durch Leitfähiges Epoxyharz
3M Abschirmband No.1183	<ul style="list-style-type: none"> • Dicke: 0,066 mm, Breite: 12 mm • hergestellt aus Kupfer • verzinkt • Kontakt durch leitfähigen Acryl Klebstoff • Durchgangswiderstand: $5 * 10^{-3} \Omega$
3M Abschirmband No.1345	<ul style="list-style-type: none"> • Höhe: 0,101 mm, Breite: 12 mm • hergestellt aus Kupfer • verzinkt • Leitfähigkeit durch Prägekanten • direkter Kontakt • Durchgangswiderstand: $1 * 10^{-3} \Omega$

4.1.1 Einadriges Silikonkabel

Bei dieser Lösung wird der Kontakt durch das direkte Verlöten eines einadrigen Silikonkabels mit einem Querschnitt von 0,15 mm hergestellt. Um eine homogene Dicke zu erreichen, kann die Lötstelle mit einer Schlüsselfeile abgeflacht werden. Zum Einsatz kommen handelsübliche Materialien.

Durch den Schutz aus Silikon kann das Anschlusskabel ohne zusätzliche Maßnahmen aus dem Fasermaterial herausgeführt werden.

4.1.2 Flaches Kupferband

Hierbei wird ein beim Herstellungsprozess verzinktes Flachkupferband mit einer Dicke von 0,15 mm und 2 mm Breite bündig auf der Leiterbahn der Solarzelle verlötet. Das überschüssige Lötzinn wird danach mit einer Entlötlitze²⁷ entfernt. Aufgrund der Bauform ist das Band robust und kann problemlos aus dem Fasermaterial herausgeführt werden. Ein ähnliches Kupferband findet bei Modulherstellern in der Serienproduktion Anwendung.

²⁷Ein Hilfsmittel zum Lösen von Lötstellen in der Elektrotechnik

4.1.3 Kupfermesh

Ein weiteres während der Arbeit behandeltes Konzept besteht aus Kupfermesh. Kupfermesh ist ein Kupfer Drahtgeflecht und hat den Vorteil, dass es mithilfe eines CNC-Cutters nahezu zu jeder beliebigen Geometrie zugeschnitten werden kann.

Dadurch ist es möglich, alle Leiterbahnen der Solarzelle vollflächig mit Kupfermesh zu kontaktieren und den restlichen Teil der Solarzelle unbedeckt zu gestalten. Die großflächige Kontaktierung wirkt sich dadurch nicht negativ auf den Wirkungsgrad der Solarzelle aus.

Zusätzlich ergibt sich durch den vollflächigen Kontakt der Vorteil, dass eventuelle Brüche in den Solarzellen nur minimale Verluste erzeugen, da die Bruchstücke weiterhin zur Stromerzeugung beitragen würden. Kupfermesh kann ebenfalls problemlos verlötet werden. Da es sehr leicht einreißt, sollte innerhalb des Aufbaus ein Kabel auf das Kupfermesh gelötet und aus dem Aufbau geführt werden.

4.1.4 Präzisionslehrenband

Diese Verbindung besteht aus einem 0,05 mm dicken Präzisionslehrenband²⁸ durch das die Verbindung hergestellt wird.

Stahl zu löten ist nur mit speziellem Lötzinn möglich. Daher sollte das Lehrenband auf der Solarzelle durch leitendes Epoxyharz punktuell fixiert werden. Die Leitfähigkeit des verwendeten Epoxyharzes wird durch kleine mit Silber ummantelte Glaskugeln realisiert. Damit die Kugeln auf der Solarzelle und dem Lehrenband aufliegen und sich kein Harz zwischen die leitfähigen Kugeln befindet, sollte während der Aushärtezeit Druck auf die Verklebung ausgeübt werden. Bei dem verwendeten Epoxyharz handelt es sich um TDSCW2400.

Die Abbildung 17 vergleicht einer Verklebung ohne Druck (links) und mit einem Anpressdruck (rechts) beim Kontaktieren mit dem Präzisionslehrenband. Der Übergangswiderstand auf der rechten Seite ist deutlich geringer als auf der Linken.

²⁸Ein Präzisionslehrenband besteht aus einem gewalztem Stahl und kann sowohl zum Ausrichten, als auch zur Kontrolle von Führungen oder Passungen verwendet werden

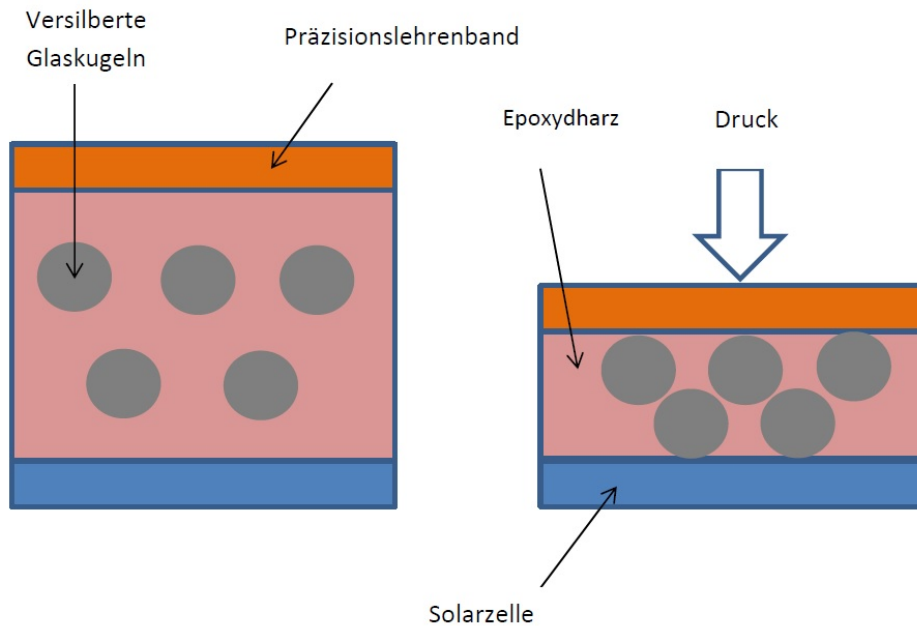


Abbildung 17: Leitfähiges Epoxyharz

Dieses Harz besitzt einen Arbeitstemperaturbereich von -90°C bis 100°C . So hält es sowohl der maximalen Betriebstemperatur der Solarzellen als auch den Minimaltemperaturen in einer Flughöhe von bis zu 30 km stand. Zusätzlich ist die Verarbeitungszeit mit 8 Minuten ausreichend, um saubere Klebepunkte auf der Solarzelle zu platzieren. Neben der kontinuierlich gleichbleibenden Klebestelle handelt es sich um die dünnste behandelte Variante. Durch das präzise Dosieren des Epoxykleber ist ein Variieren von unterschiedlichen Breiten und Längen des Lehrenbandes möglich.

4.1.5 Abschirmband No. 1183

Diese Variante ähnelt der Idee des vorherigen Konzeptes stark. Es besteht aus einem von der Firma 3M verzinntem Abschirmband, welches eine Dicke von nur 0,066 mm besitzt. Auf diesem ist zusätzlich ein leitfähiger Kleber aufgebracht, wodurch der Fertigungsprozess noch einmal vereinfacht wird.

Die Betriebstemperatur des Klebebandes liegt bei -50°C bis 140°C , sodass auch hier keinerlei Probleme bei der Verwendung entstehen.

Bei dem verwendeten Klebefilm handelt es sich um Acrylklebstoff. Dieser zeichnet sich neben einer hohen Alterungs- bzw. Temperaturbeständigkeit, Unempfindlichkeit gegen UV-Strahlung und Oxydation auch durch seine Chemikalienbeständigkeit aus. [Car15] Aufgrund dieser vielseitigen Eigenschaften ist ein Einsatz im Prozess möglich. Die Leitfähigkeit wird, wie auch schon beim Epoxykleber durch versilberte Kugeln hergestellt. Daher ist auch hier während des Verklebens Druck auszuüben.

4.1.6 Abschirmband No. 1345

Der Unterschied zum Abschirmband No. 1183 besteht durch die Art der Kontaktherstellung zwischen dem Leiter und der Solarzelle. Anstelle eines leitfähigen Acryklebestoff wird die elektrische Verbindung durch den direkten Kontakt an den Prägekanten hergestellt. Die Vorteile bestehen aus einem deutlich reduzierten Widerstand durch den Wegfall von leitfähigem Acryklebestoff und dem nicht auszuübenden Druck während der Verklebung.

4.2 Aufbau

Mehrere Variationsmöglichkeiten sind beim Aufbau möglich. Entweder werden einzelne Solarzellen einlaminieren (A) oder die Solarzellen werden in einem Prozess in die Sandwichstruktur integriert (B). Durch den Entfall der Verklebung zwischen Solarzelle und Strukturbauteil und den Aussparungen im Sandwichkern wird das Ziel einer Gewichtsreduktion erreicht. Zusätzlich ermöglichen die Einfräsungen im Sandwichkern ein planes Aufliegen und verhindern dadurch Spannungen in der Solarzelle.

In den folgenden Abschnitten wird der Aufbau der verschiedenen Konzepte erklärt.

4.2.1 Standardaufbau

Der im folgenden beschriebene Aufbau findet, wenn nicht anders beschrieben, standardmäßig Anwendung. Er besteht aus einer Lage GF Gewebe, einer Solarzelle mit Kontakten und einer erneuten Lage GF Gewebe. Auf den Aufbau wird eine Lage Abreißgewebe, der für das SLI-Verfahren notwendige Angusskanal und die Kavität platziert. (Abbildung 18)

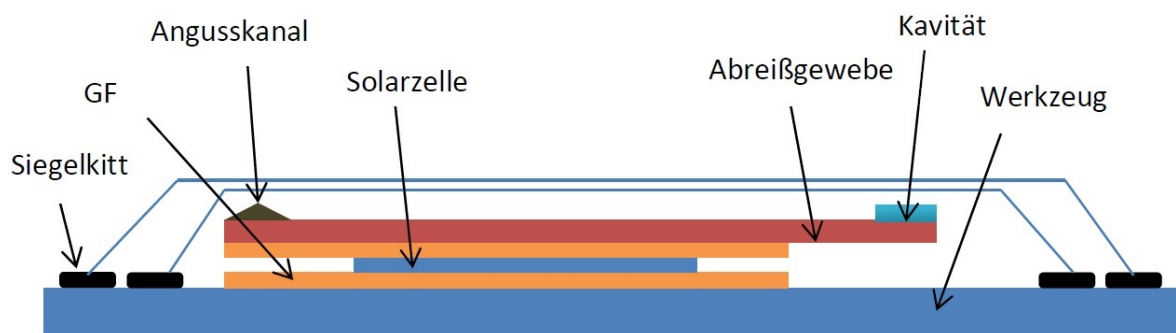


Abbildung 18: Schematischer Schnitt des Standardaufbaus Variante A

Dieses Konzept eignet sich, wie in Abbildung 19 dargestellt, auch für die Verwendung in einem Prozess mit Schaumkern. Aus Gründen des Harzschwundes werden auf der Rückseite des Schaumkerns zwei Glaslagen verwendet. Ein schematischer Schnitt durch den Aufbau ist in der folgenden Abbildungen zu sehen.

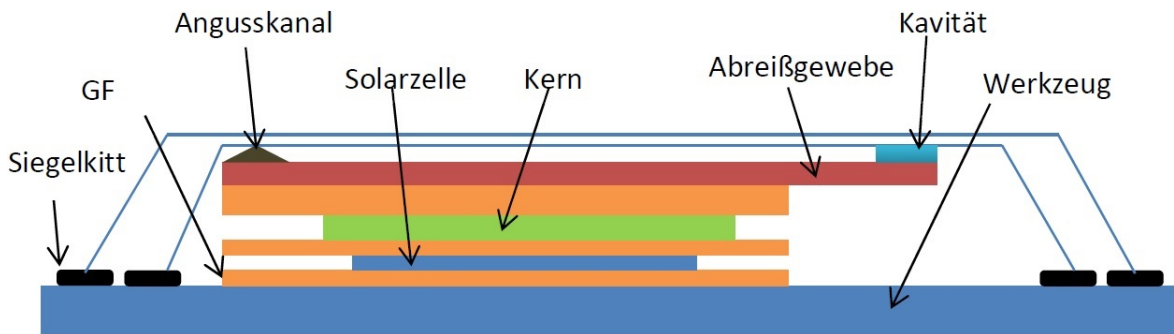


Abbildung 19: Schematischer Schnitt des Standardaufbaus Variante B

4.2.2 Weiche Unterlage

Der Aufbau entspricht in großen Teilen dem Standardaufbau. Der Unterschied besteht in den verschiedenen flexiblen Materialien zwischen Werkzeug und Aufbau, die sich dem Kontakt der Solarzelle anpassen. Die verwendeten Materialien bestehen aus Depron®, ROHACELL®, Vlies, Silikon oder auch einer Wabenstruktur. Die verwendeten Materialien werden in den Abbildungen bei „Unterlage“ dargestellt. Bis auf Silikon besitzen alle Materialien keine trennenden Eigenschaften, sodass durch Trennfolie das Bauteil von der Unterlage getrennt werden muss. Die Variante kann sowohl mit (Abbildung 21) als auch ohne Kern (Abbildung 20) Verwendung finden.

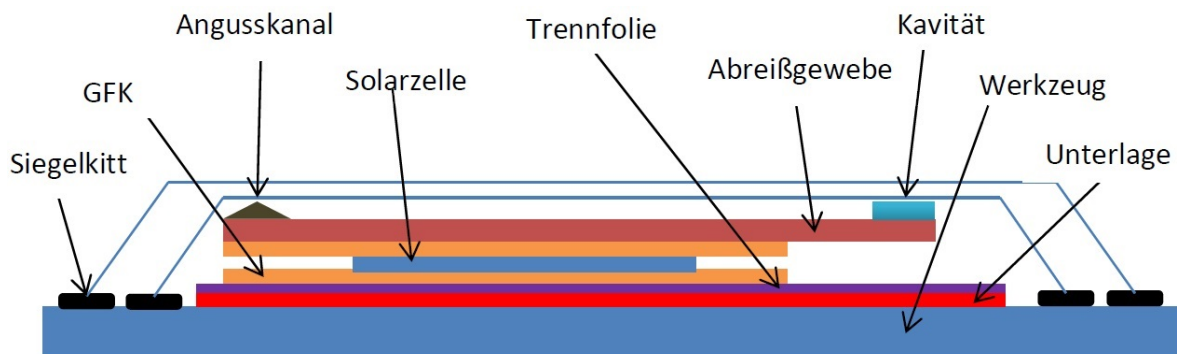


Abbildung 20: Schematischer Schnitt durch den Aufbau Weiche Unterlage Variante A

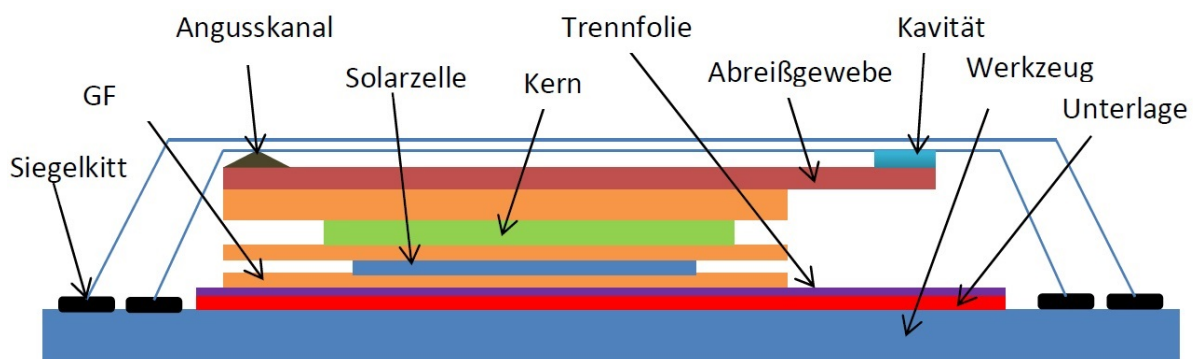


Abbildung 21: Schematischer Schnitt durch den Aufbau Weiche Unterlage Variante B

4.2.3 Druckblech

Diese Variante zielt auf eine Entlastung der kritischen Kontaktstelle ab, indem ein an den Kontakten ausgespartes Druckblech verwendet wird. Da das Blech direkten Kontakt mit dem Matrixsystem hat, muss es vor dem Prozess beidseitig eingetrennt werden. Die eingefrästen Taschen entlasten die Kontaktstelle nur an einer Seite.

Damit dieses Konzept sinnvoll eingesetzt werden kann, sollte es nur in Verwendung mit einem eingefrästen Schaumkern Verwendung finden. (Siehe Abbildung 22)

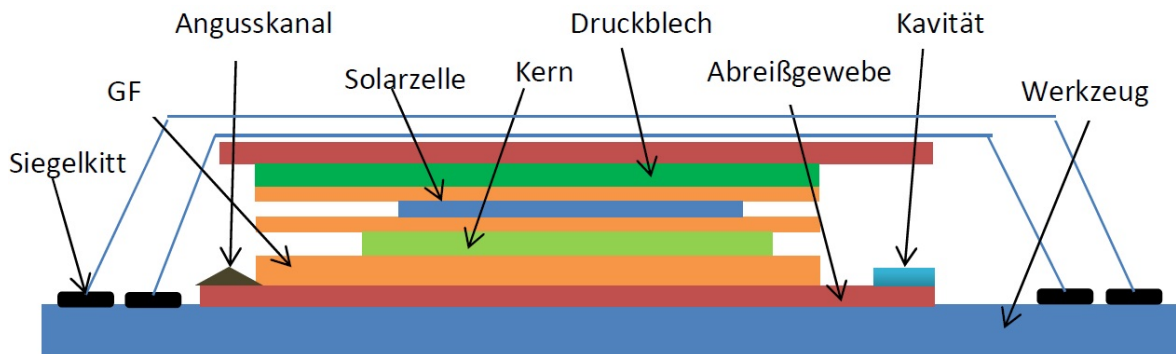


Abbildung 22: Schematischer Schnitt durch den Aufbau mit einem Druckblech

4.2.4 Symmetrie

Das Konzept ähnelt der Variante Druckblech, erweitert dieses jedoch um eine zusätzliche Solarzelle auf der Rückseite. (Siehe Abbildung 23) Damit wird ein vollkommen symmetrischer Aufbau realisiert und dem Bimetall-Effekt der Solarzellen entgegenwirkt. Ein Panel mit beidseitig platzierten Solarzellen könnte auf der Rückseite diffuses Licht einfangen.

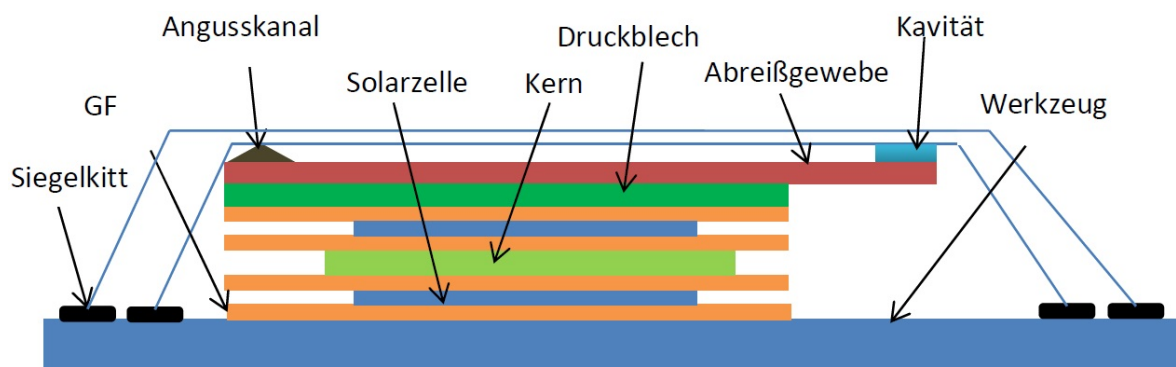


Abbildung 23: Schematischer Schnitt durch den symmetrischen Aufbau

4.2.5 Vlies

Mit einem Vlies, welches die gleiche Dicke wie der Kontakt besitzt und an diesem ausgespart ist, sollen Spannungen verhindert werden. Das Vlies wird nur auf einer Seite der Solarzelle aufgebracht. Durch den unsymmetrischen Aufbau soll es der Krümmung der Solarzelle entgegenwirken. Neben einer Variante ohne Kern (Abbildung 24) ist ebenfalls Aufbau mit diesem (Abbildung 25) möglich.

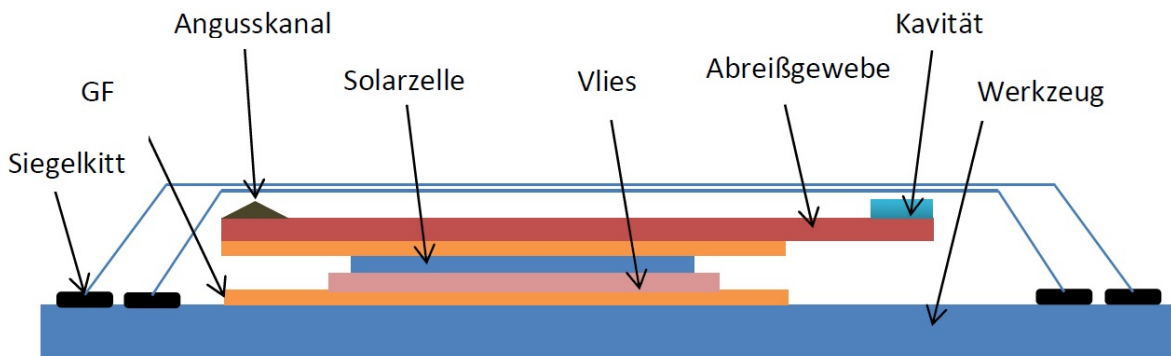


Abbildung 24: Schematischer Schnitt durch den Aufbau mit Vlies Variante A

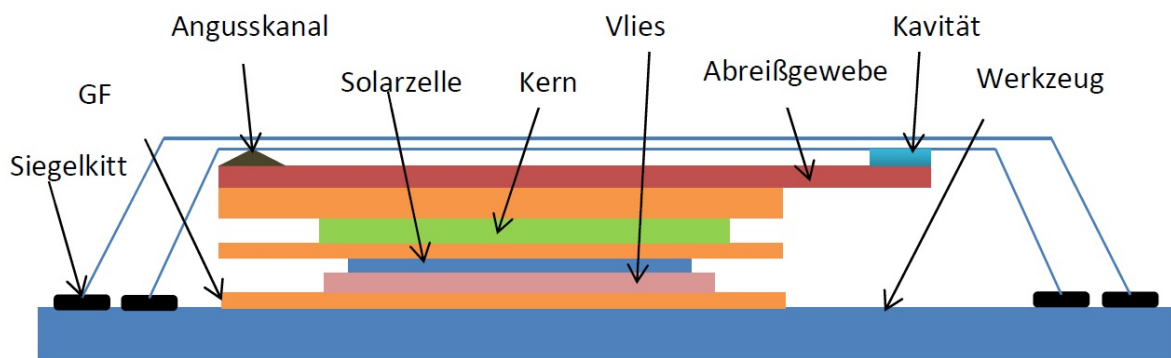


Abbildung 25: Schematischer Schnitt durch den Aufbau mit Vlies Variante B

4.2.6 Werkzeugmaterial

Neben der üblichen Stahlplatte kann als Werkzeug eine quasiisotropen CFK Platte Verwendung finden. Durch den quasiisotrope Aufbau und die verwendeten CFK-Fasern besitzt das CFK Werkzeug mit einem Wärmeausdehnungskoeffizienten von $2.1 \cdot 10^{-6} K^{-1}$ in x- und y- Richtung [Han15] nahezu denselben Wärmeausdehnungskoeffizienten wie Silizium ($2.6 \cdot 10^{-6} K^{-1}$).

Ein Werkzeug aus Stahl hat hingegen einen Wärmeausdehnungskoeffizienten von $12 \cdot 10^{-6} K^{-1}$.

4.3 Verwendete Materialien

4.3.1 Fasermaterial

Die Variation des Fasermaterials besteht in der Anzahl der Lagen und dem unterschiedlichem Flächengewicht. In allen Versuchen wird E-Glas genutzt. Dabei handelt es sich um das industriell meist verwendete Material. Andere Glassorten wie R- und S-Glas für erhöhte strukturelle Anwendungen oder auch H-Glas aus Hohlfasern, werden nicht benötigt. Um verschiedene Wandstärken zu realisieren, werden zwei verschiedene Fasermaterialien in dem Aufbau genutzt.

Ein dünnes und leichtes, bestehend aus $55 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$ E-Glass, das einlagig verwendet wird. Für einen dickeren Aufbau wird $140 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$ E-Glass ein- oder zweilagig genutzt.

4.3.2 Matrixsystem

Bei der Wahl des Matrixsystems ist darauf zu achten, dass dieses eine geringe Viskosität besitzt und gleichzeitig nahezu transparent aushärtet. Zusätzlich sollte das Matrixsystem UV-stabil sein und Temperaturen von -50°C bis 80°C standhalten. Die Festigkeit der Konstruktion spielt bei den ersten Versuchen eine untergeordnete Rolle, da das Einbetten der Solarzellen einzig als Schutz vor den Witterungsbedingungen dient.

Bei dem Matrixsystem wird für die Vorversuche das kalt-aushärtende *SICOMIN*® SR1710 verwendet. Mangels fehlender UV-Stabilität eignet sich das System jedoch nicht für den späteren Demonstrator. Das Matrixsystem besitzt ähnliche Viskosität wie das später verwendete *Araldite*® LY564, sodass daraus Rückschlüsse auf die Tränkeungseigenschaften möglich sind. Durch diese Aushärteeigenschaften sind Infusionen ohne den Autoklav möglich.

Weil es UV-stabil und temperaturbeständig ist, wird für die restlichen Proben und den späteren Demonstratorbau *Araldite*® LY564 verwendet werden. Dieses Matrixsystem muss vor dem Entformen getempert werden. Gemäß dem Datenblatt beträgt der Temperzyklus mindestens 80°C über einen Zeitraum von 2 Stunden. Durch ein persönliches Gespräch mit Herrn Schmidt am 8. April 2015 über das Harzsystem *Araldite*® LY564 stellte sich heraus, dass ein sicheres Entformen bei einer Temperatur von 50°C und einer Haltezeit von ca. 8 Stunden möglich ist.

4.3.3 Sandwichstruktur

Da einige Aufbauten einen Sandwichkern vorsehen, benötigt man zunächst Material für den Kern. Um eine möglichst leichte Sandwichstruktur zu fertigen, wird folgend eine Übersicht einiger verfügbarer Materialien inklusive der Dichte und wichtiger Material-Eigenschaften tabellarisch festgehalten. Zur einfacheren Gliederung wurden diese in Waben und andere Feststoffe unterteilt. Alle rot markierten Punkte führen zu einem Ausschluss aus der Betrachtung.

Tabelle 5: Übersicht verschiedener Sandwich-Werkstoffe

Sandwich-Kern	Dichte $\frac{kg}{m^3}$	Eigenschaften
Aluminiumwabe	20-21	Leicht, steif, feuerfest und druckfest
Nomex® Wabe	24	Elektrisch isolierend
Polyetherimidwabe	48	Beständigkeit gegen hohe Temperaturen
Polycarbonatwabe	70	Bruchfest, wasserfest
Polypropylenwaben	80	Beständig gegen chemische Wirkstoffe
EPS	15	80°C, wasserabweisend
ROHACELL® 31A	32	für RTM bis 120°C oder 3bar geeignet
Depron® Aero	33	Fehlende Resistenz gegen Lösungsmittel
PVC-Hartschaum	36	Keine Wasserabsorption
Balsaholz	50	Sehr saugfähig, sehr weich
ROHACELL® RIMA51	52	Für RTM Anwendungen, 220°C oder 7bar
Kork	450	Elastisches Material, schlecht brennbar
Kautschuk	920	Elastisches Material

Da sich eine Wabe während des SLI-Verfahrens komplett mit Harz füllen würde, ist eine sogenannte Honeycomb-Struktur nur schwer umzusetzen. Aus diesem Grund wird die Wabe als Material für den Kern prinzipiell ausgeschlossen.

Bei der Wahl des Schaums fällt diese, trotz der höheren Dichte auf ROHACELL® RIMA51, da dieses Material speziell für RTM-Verfahren hergestellt und bereits in der Luftfahrt eingesetzt wird. Es hält nicht nur den hohen Druckbelastungen (6 bar im ersten Versuch) stand, sondern auch hohen Prozess-Temperaturen.

5 Vorversuche

5.1 Herstellung der Vorversuche autoklavlos

Die autoklavlosen Proben sollen ausschließlich für Vorversuche der Kontaktierung durchgeführt werden. Als Matrix wird das Epoxidharz *SICOMIN*® SR 1710 mit dem Härter SD8824 verwendet. Die dazu entsprechenden Datenblätter sind im Anhang zu finden.

Der Aufbau der Proben wird entsprechend der in Kapitel 4.2.1 schematischen Abbildungen durchgeführt. Sowohl die Vorbereitung des Werkzeugs, der SLI-Aufbau und auch die Durchführung des SLI-Verfahrens werden entsprechend Kapitel 2.3.3 angewendet. Autoklavlos werden alle Kontaktvarianten viermal hergestellt. Jeweils zwei mit $55 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$ und $140 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$ E-Glas, sodass insgesamt 25 Proben hergestellt werden.

5.2 Bewertung der Vorversuche

5.2.1 Einadriges Silikonkabel

Die Abbildung 26 zeigt die Rückseite einer bereits einlamierten Solarzelle mit einer Kontaktierung durch das einadrige Silikonkabel. Das Bild wurde von der Rückseite erstellt, da Risse aufgrund des Kontrast dort besser erkennbar sind.



Abbildung 26: Bruch der Solarzelle durch Silikonkabel

Von den vier hergestellten Proben kann nur eine einzige Probe nach dem Prozess vermessen werden. Alle anderen sind gebrochen. Neben den Brüchen besteht zusätzlich die Gefahr einer kalten Lötstelle²⁹. Aufgrund der Ergebnisse erscheint eine Weiterverfolgung dieser Variante als nicht geeignet.

²⁹Lötstelle, ohne stoffschlüssige Verbindung zwischen Kabel und Lötzinn

5.2.2 Flaches Kupferband

Die Vorversuche mit dem verlötetem flachem Kupferband funktionieren zuverlässig bei dicken Fasermaterial von $140 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$. Bei beiden einlamierten Proben sind keine Brüche festzustellen. Jedoch besitzt dieses Konzept Nachteile im Herstellungsprozess und bei dünnerem Fasermaterial. Bei dünnerem Gewebe ($55 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$) kam es trotz nahezu gleicher Lötqualität zu Brüchen in beiden Proben. Da ein einzelner Ausfall einer Solarzelle zu einem Versagen eines kompletten Paneels führen kann, eignet sich dieses Konzept bestenfalls für dickere Aufbauten. Auch hier besteht die Gefahr einer kalten Lötstelle.

5.2.3 Kupfermesh

Bei der Variante mit dem verlöteten Kupfermesh treten die gleichen Probleme wie bei den Proben mit dem flachem Kupferband auf. Durch das zusätzliche Anlöten eines Kabels, erhöht sich der Herstellungsaufwand. Auch diese Variante wird mangels fehlender Prozesssicherheit nach dem ersten Versuch nicht weiter verfolgt.

Die folgende Abbildung zeigt die Vorderseite der Solarzelle. Neben dem verlötetem Kupfermesh auf der Solarzelle erkennt man ein angelötetes Kabel auf dem Kupfermesh. Dies ist zwingend notwendig, da der Kontakt bei vorherigen Versuchen bereits abgerissen ist und das Silikonkabel einen erhöhten Schutz bietet.

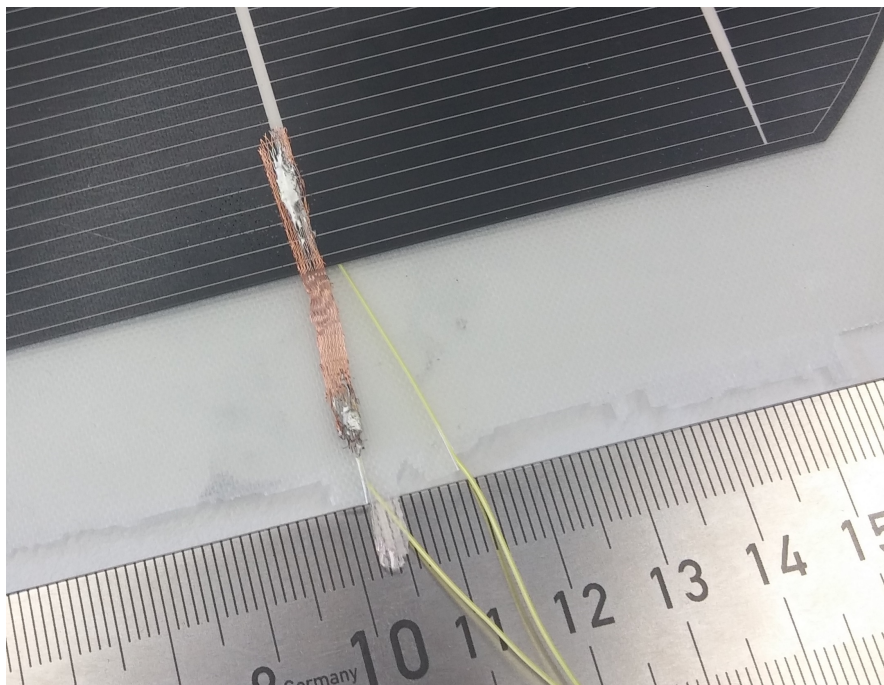


Abbildung 27: Kupfermesh Kontaktierung

5.2.4 Kontaktierung durch Verlöten

Ein Verlöten ist aufgrund der signifikant höheren Anzahl an zerbrochenen Proben kritisch zu bewerten. Zusätzlich ist ein Verlöten aufgrund der zunehmend dünner produzierten Solarzellen problematisch. Dadurch erhöht sich die Gefahr, dass die ohnehin vorhandenen Spannungen durch den Lötprozess zu einem Versagen der Zelle führen. Dies wird deutlich, wenn man die unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten der Materialien betrachtet:

Tabelle 6: Wärmeausdehnungskoeffizient[Hay11]

Material	α in $10^{-6} K^{-1}$
CFK	2,1
Silizium	2,6
Stahl	12
GFK	13
Kupfer	16,5
Zinn	22,0
Aluminium	23,1

Anhand der Formel für die thermische Längenausdehnung erkennt man die Problematik.

$$\Delta L = \alpha * l_0 * \Delta T \quad (15)$$

Bei dem Erreichen der Löttemperatur (ca. 220°C) sind die Fügepartner noch spannungsfrei verbunden. Durch die unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten der im Prozess beteiligten Materialien entstehen unterschiedliche Dehnungen. Erst nach dem Erkalten ist der Kontakt stoffschlüssig mit der Solarzelle verbunden und es kommt zur direkten Kraftübertragung zwischen Solarzelle und dem verlötetem Gegenstand.

Da die verwendeten Materialien unterschiedliche Dehnungen besitzen, entstehen beim Abkühlen Spannungen. Dieser Zusammenhang wird durch das Hookesche Gesetz verdeutlicht. Übertreffen diese die zulässigen Spannungen der Solarzelle kommt es zu einem Bruch.

Aufgrund dieser Problematik setzen viele Hersteller beim Verlöten auf eine industrielle Lötstation. Hierbei werden die Zellen homogen erwärmt und anschließend mit

einem Solarzellenverbinder versehen. Der Bereich wird dann über die Löttemperatur aufgewärmt und das Lot beginnt sich zu verflüssigen. Es entsteht eine stoffschlüssige Verbindung zwischen der Silberschicht auf der Solarzelle und dem Solarzellenverbinder. [San13] Das im Anschluss an den Lötprozess nahezu homogene stufenweise Abkühlen verringert die Spannungen innerhalb der Solarzellen im Vergleich zu händisch gelöteten Kontaktierungen.

Trotz dieses immensen Aufwandes in der Produktion, stellte Herr Martin Sander in seiner Dissertation fest, dass sogar bei industriell verlöteten monokristalline Solarzellen im Falle eines Zellbruches dieser mit einer Wahrscheinlichkeit von 30,9% im Bereich der Zellverbinder stattfindet. [San13]

Aufgrund dieser beschriebenen Problematik und den Brüchen, die genau an den verlöteten Stellen entstehen, wird im Rahmen dieser Arbeit keine verlötete Kontaktierung mehr durchgeführt.

5.2.5 Präzisionslehenband

Messungen auf dem Solarzellenprüfstand zeigen nach dem Verkleben des Präzisionslehenbandes einen geringen Übergangswiderstand der verklebten Kontaktstelle. Es sind keine nahezu keine Unterschiede zu Verlöteten Proben festzustellen. Zusätzlich bleiben alle Vorversuche mit dem leitfähigem Epoxykleber und dem Lehenband bei dem Fertigungsprozess mechanisch intakt. Auf Abbildung 28 sind die Klebepunkte durch den Epoxykleber zu erkennen.

Nach dem Prozess sind keinerlei Brüche festzustellen, jedoch entstehen große Leistungsverluste. Der Übergangswiderstand der Klebestelle erhöhte sich vermutlich so stark (evt. durch Oxidation), dass fast 75% Verlustleistung generiert wird und an der Solarzelle statt $I_{K_{voher}} = 218 \text{ mA}$ nach der Infusion nur noch $I_{K_{nachher}} = 58 \text{ mA}$ Kurzschlussstrom gemessen wird. Diese Verlustleistung ist keineswegs akzeptabel, sodass auch dieses Konzept im weiteren Verlauf der Arbeiten keine weitere Anwendung findet.

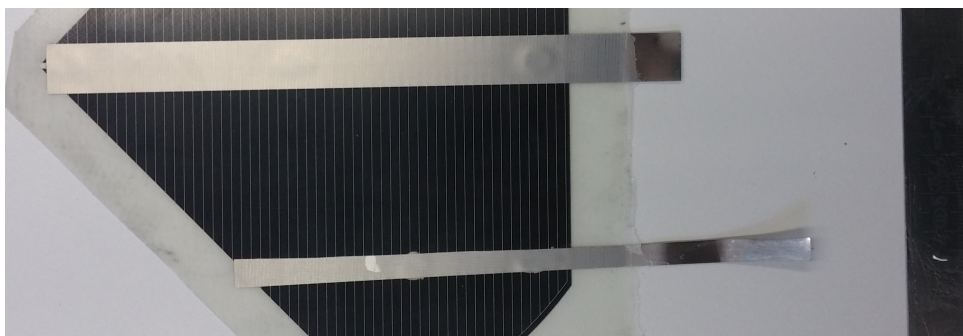


Abbildung 28: Leitfähiges Epoxyharz mit Variante Präzisionslehenband

5.2.6 Abschirmband No. 1183

Auch bei der Verwendung des Abschirmbandes sind alle Proben nach dem Prozess unbeschädigt. Zusätzlich besitzt die Kontaktstelle einen deutlich geringen Übergangswiderstand, sodass nahezu kein Verlust entsteht.

Durch die dünne Bauform ist es allerdings nur schwer aus dem Fasermaterial zu führen. Neben einem Abkleben der Kontaktstelle (Vgl. Abbildung 29) vor dem Prozess, wird der Kontakt auch im Fasermaterial einlaminieren und nach dem Aushärten freigelegt (Vgl. Abbildung 30). Das Abkleben macht den Prozess des Entformens sehr kompliziert, da zunächst das Klebeband entfernt werden muss. Zusätzlich muss darauf geachtet werden, dass der Kontakt nicht am Werkzeug haften bleibt und abreißt. Die Variante den Kontakt im Fasermaterial mit einzulaminieren und später freizulegen, bietet fertigungstechnisch große Vorteile. Beim Aufbau ist kein Umwickeln der Kontaktstelle notwendig und auch beim Entformen entstehen keine Probleme an der Kontaktstelle. Nach dem Besäumen kann der Kontakt durch ein Cutter-Messer einfach freigelegt werden.

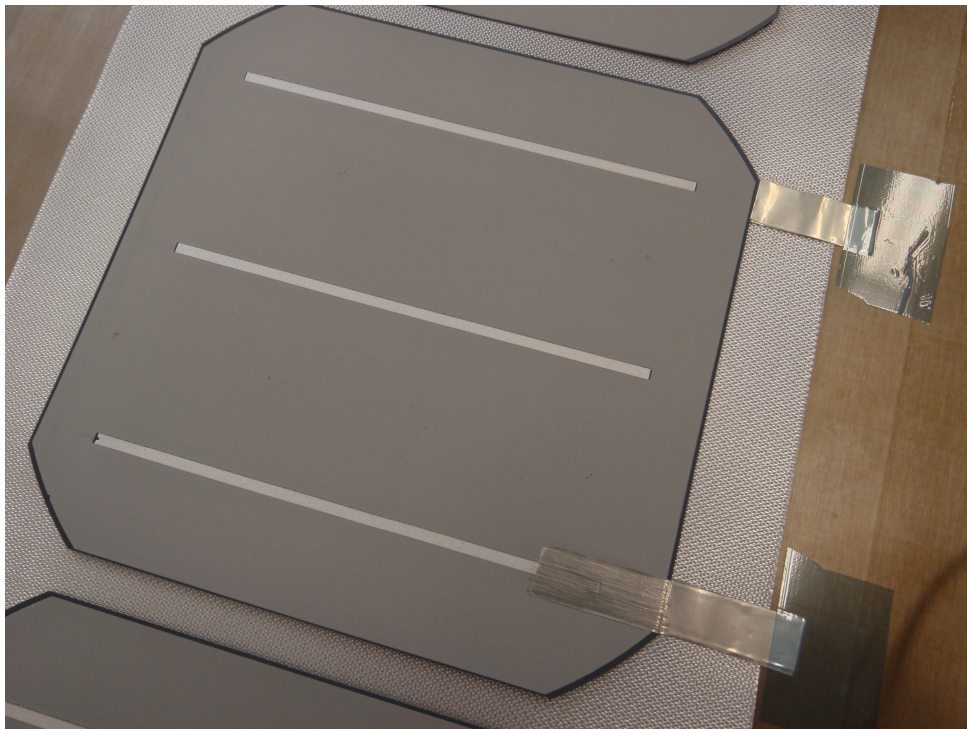


Abbildung 29: Schützen der Kontaktstelle durch Klebeband

Trotz der guten Ergebnisse ist der aufzuwendende Druck beim Verkleben kritisch zu bewerten. Zwar hat keine Probe Brüche vorzuweisen, jedoch besteht eine erhöhte Gefahr, die Zellen während der Herstellung der Kontaktierung zu beschädigen.

5.2.7 Abschirmband No. 1345

Wie auch schon bei der vorher aufgeführten Variante sind nach dem Prozess keine Brüche festzustellen. Entgegen einem leitfähigem Acrylklebstoff wird der Kontakt bei diesem Abschirmband durch Prägekanten (Siehe Abbildung 30) hergestellt. An diesen ist kein Klebstoff aufgetragen, wodurch neben einem geringeren Übergangswiderstand auch kein Druck während der Verklebung aufzubringen ist. Daher besteht keine Gefahr, die Solarzelle zu beschädigen. Der Kontakt leitet ohne Erwärmung einen Strom von 8 A.

Sowohl vor als auch nach dem Prozess sind keine außergewöhnlichen der Leitfähigkeit festzustellen. Damit ist diese Art der Kontaktierung für alle weiteren Proben zu verwenden.

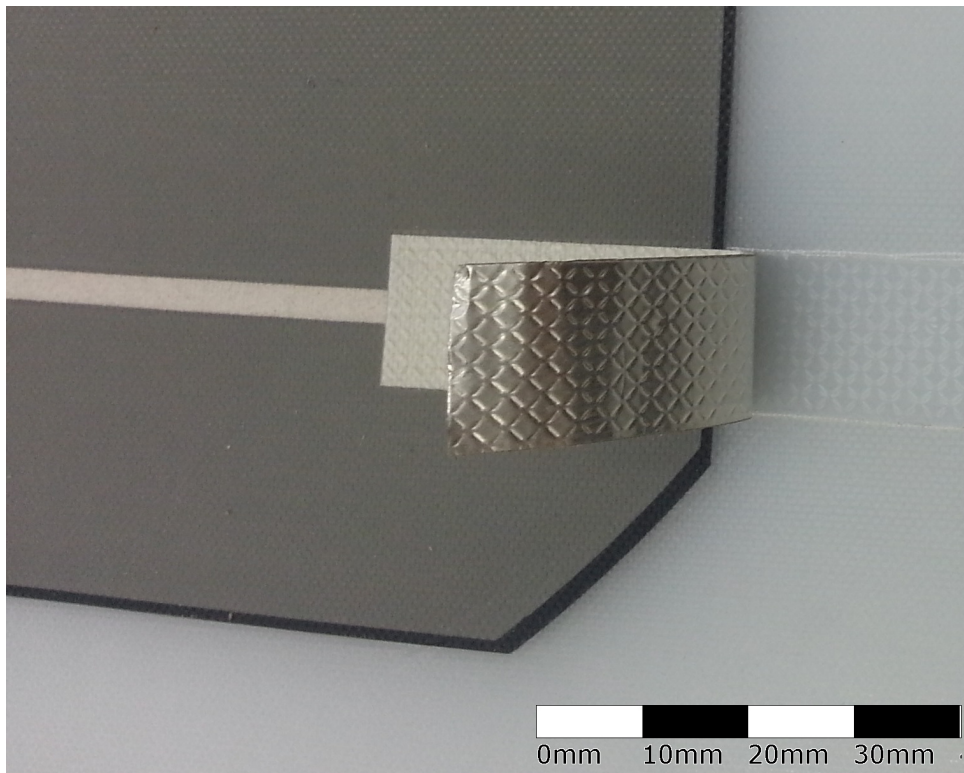


Abbildung 30: Bild des Abschirmband nach dem Freilegen der Kontaktstelle

6 Fertigung der Proben im Autoklav

Als nächstes werden im Autoklav die Auswirkungen von Prozessdruck und Temperatur untersucht. In alle Versuchen wird das Matrixsystem, bestehend aus dem Epoxidharz *Araldite*® LY564 und dem schnellhärtenden Härter *Aradur*® 22962, verwendet. (vgl. 4.3.2 und Datenblatt im Anhang). Die Abbildung 31 zeigt den Versuchsaufbau im Autoklaven.

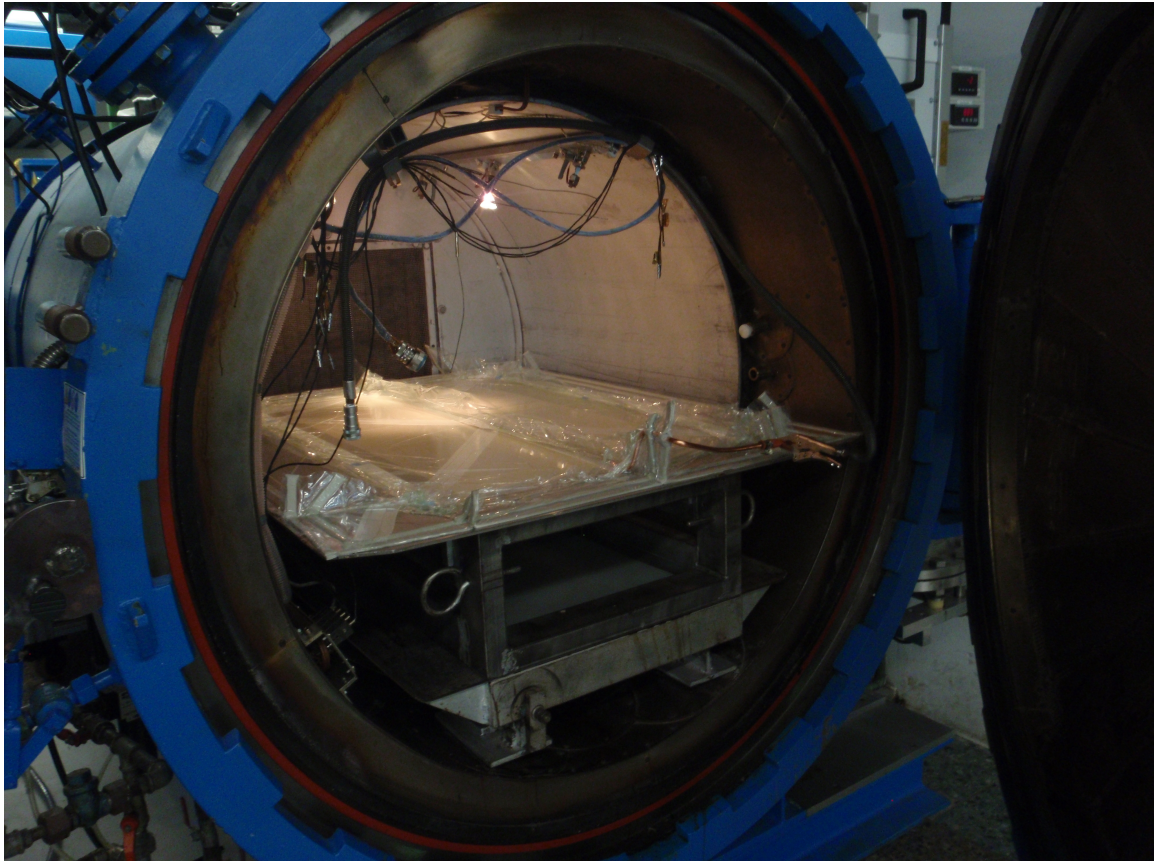


Abbildung 31: Bild des Versuchsaufbaus vor dem Infusionsprozess im Autoklav

Die unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten der im Prozess verwendeten Materialien bieten beim Tempern den Vorteil, dass sich GFK sechsmal stärker ausdehnt als die Solarzelle. Nach dem Abkühlungsprozess steht die Solarzelle unter Druckvorspannung und kann die bei Biegungen auftretende Zugspannung besser aufnehmen, da diese zunächst die Vorspannung übertreffen muss. Erst im Anschluss kommt es zu einer Zugbelastung der Solarzelle.

6.1 Herstellung der Proben

Bei der Herstellung der Proben im Autoklav werden die Erkenntnisse aus den Vorversuchen übernommen. Bei allen Proben wird das Abschirmband No. 1345 und für den Sandwichkern ROHACELL® RIMA 54 verwendet. Die verwendeten Materialien sind in Abbildung 32 erkennbar.

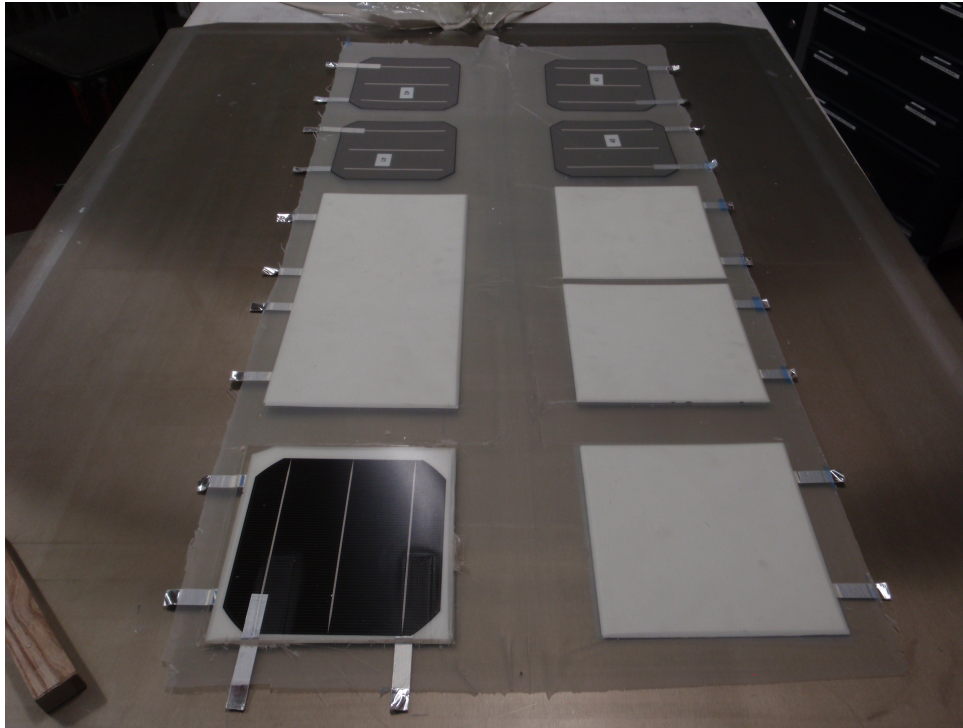


Abbildung 32: Versuchsaufbau direkt nach dem Entformen

Zur optimalen Auslegung des Prozesses werden sechs Versuche mit unterschiedlichen Parametern durchgeführt. Dabei werden nach dem ersten Versuch aufgrund der großen Schäden an den Solarzellen beide Parameter geändert. Danach wird bei der Durchführung der Versuche immer nur ein Parameter geändert, um die Veränderungen deuten zu können.

Aufgrund der hohen Kosten für einen Autoklavzyklus werden immer mehrere Versuche parallel durchgeführt. In jedem Versuch befinden sich, neben dem zu Verifikation der Ergebnisse aus Druck- oder Temperaturänderung in Abbildung 18 beschriebenen $140 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$ Standard Aufbau (A) weitere Varianten.

Auf die größte Werkzeugplatte passen bis zu zwölf Solarzellen mit dem für das SLI-Verfahren beschriebenen Aufbau aus Vakuumsäcken, Kavitäten und dem Angusskanal.

Jede Variante wird in einem Versuch mindestens doppelt gefertigt. Ziel ist es die Versuchsergebnisse reproduzierbar durchzuführen.

Pro Autoklav Zyklus sind, wie in Abbildung 33 zu erkennen, fünf Varianten zu testen. In der Abbildung erkennt man neben zwei Zellen ohne Kontaktierung (links), auch das „Druckblech“ (oben Mitte), die „Variante Vlies“ (oben rechts), die Variante „weiche Unterlage“ (unten rechts) und den „Standardaufbau“ (unten Mitte).



Abbildung 33: Versuchsaufbaus nach dem Infusionsprozess

Nachfolgend werden die Prozessparameter (Druck, Temperatur) und die Aufbau Varianten tabellarisch aufgeführt.

Tabelle 7: Versuchsreihenfolge

Versuchnr.	Druck	Temperatur	Varianten
1. Versuch (Abb. 33)	6bar	4 Stunden bei 80°C	Stahl-Werkzeug: <ul style="list-style-type: none"> • $140 \frac{g}{m^2}$, ohne Kontaktierung • $140 \frac{g}{m^2}$, Standard Aufbau (A) • $140 \frac{g}{m^2}$, Weiche Unterlage (A) • $140 \frac{g}{m^2}$, Druckblech • $140 \frac{g}{m^2}$, Vlies (A)
2. Versuch (Abb. 32)	3bar	8 Stunden bei 60°C	Stahl-Werkzeug: <ul style="list-style-type: none"> • $55 \frac{g}{m^2}$, Standard Aufbau (A) • $140 \frac{g}{m^2}$, Standard Aufbau (A) • $140 \frac{g}{m^2}$, Standard Aufbau (B) • $140 \frac{g}{m^2}$, Symmetrie • Test Reihenschaltung
3. Versuch	2bar	8 Stunden bei 60°C	identisch zum vorherigem Versuch
4. Versuch	2bar	12 Stunden bei 50°C	Stahl-Werkzeug: <ul style="list-style-type: none"> • $55 \frac{g}{m^2}$ Standard Aufbau (A) • $140 \frac{g}{m^2}$ Standard Aufbau (A) • $140 \frac{g}{m^2}$ Standard Aufbau (B) • $140 \frac{g}{m^2}$ Druckblech (B)
5. Versuch	2bar	12 Stunden bei 50°C	CFK-Werkzeug: <ul style="list-style-type: none"> • $55 \frac{g}{m^2}$ Standard Aufbau (A) • $140 \frac{g}{m^2}$ Standard Aufbau (A)
6. Versuch	2bar	12 Stunden bei 50°C	identisch zum vorherigem Versuch

6.2 Bewertung der Proben

Eine Anpassung der Prozessparameter wird nach jedem Autoklav- Versuch durchgeführt.

Bei dem erstem Versuch brechen alle zwölf Solarzellen. Die Rissen sind sehr deutlich ausgeprägt (Siehe Abbildung 34) und bereits vor dem Entformen zu erkennen.

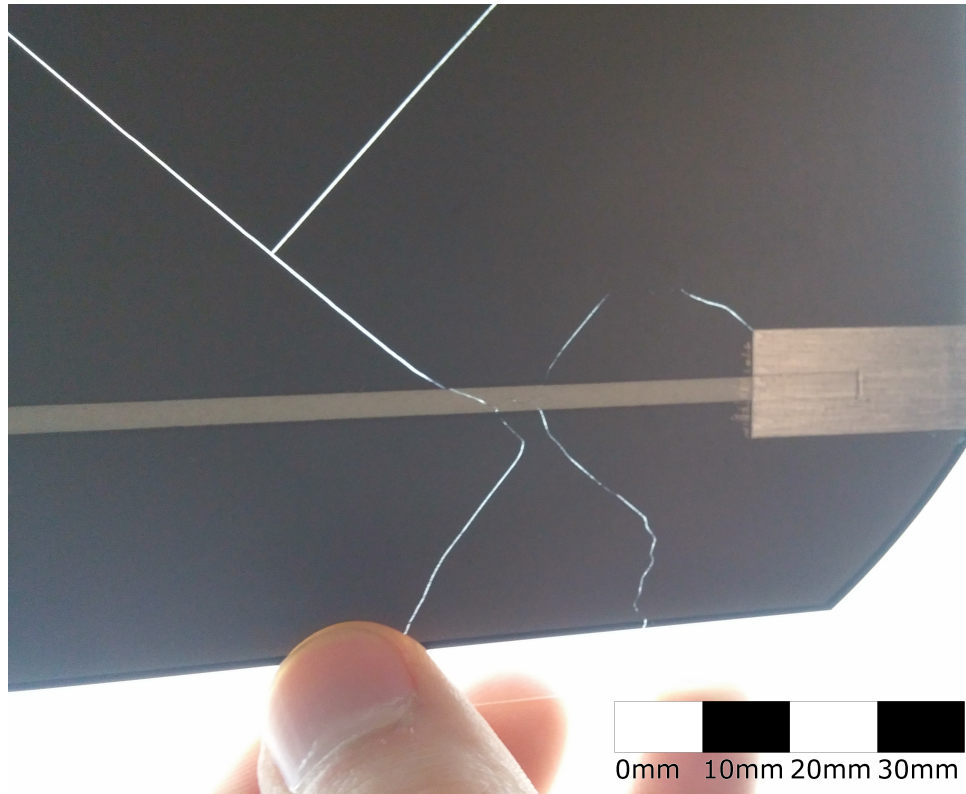


Abbildung 34: Gegenlichtfotografie einer Solarzelle. Deutlich erkennbar ist die diagonale Rissbildung

Daraus ergeben sich zwei mögliche Ursachen:

Zum Einen können durch die unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten der im Prozess beteiligten Materialien kritische Spannungen innerhalb der Solarzelle entstehen. Zum Anderem ist es möglich, dass der Prozessdruck von 6 bar einen Bruch verursacht.

Um sich einem stabilem Prozess anzunähern, wird beim dem zweitem Versuch der Druck halbiert und bei gleichzeitiger Verlängerung der Temperzeit die Temperatur um 20°C reduziert. Anstelle dem Aufbau aus Vlies, findet der symmetrische Aufbau Verwendung. Ansonsten bleibt der Aufbau unverändert.

Sowohl die Solarzellen mit Standard Aufbau (A) als auch die ohne Kontaktierung

bleiben im Prozess intakt. Bei allen anderen Proben sind Brüche festzustellen.

Zeitgleich werden die in den Vorversuchen gefertigten Proben bei 80°C in den Ofen gelegt um die Temper-Temperatur als mögliche Ursache auszuschließen. Bis auf eine leichte Krümmung der Proben ist kein Unterschied festzustellen. Daraus wird gefolgert, dass einzig der Prozessdruck kritisch für die Solarzellen ist. Aus diesem Grund wurde der Aufbau nicht verändert und der Prozessdruck noch einmal verringert.

Trotz des verringerten Prozessdruckes von 2 bar sind nach dem Prozess bei sieben von zehn Proben Brüche festzustellen. Die Risse sind weiterhin sehr ausgeprägt, sodass der Temper-Zyklus in den Kapitel 4.3.2 beschriebenen geändert wird.

Die Ergebnisse zeigen eine deutliche Verbesserung. Von den zehn Proben ist bei sieben optisch kein Riss erkennbar. Zusätzlich sind die vorhandenen Brüche deutlich geringer ausgebildet. (Siehe Abbildung 35)

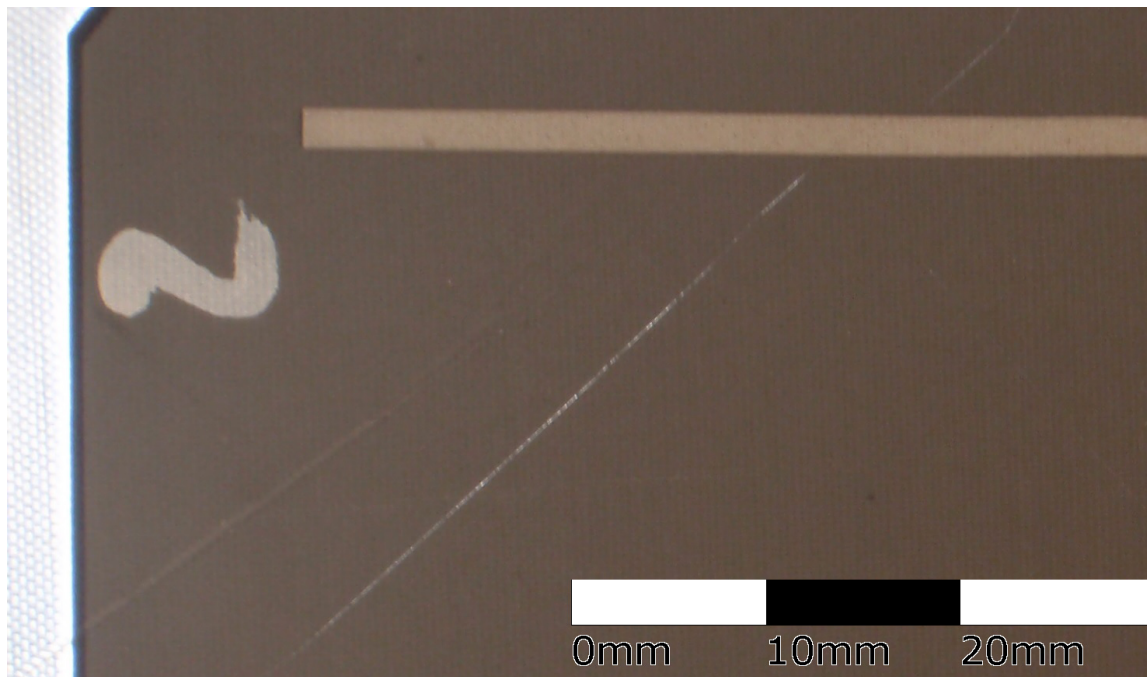


Abbildung 35: Gegenlichtfotografie einer Solarzelle. Deutlich zu erkennen ist die geringere diagonale Rissbildung im Vergleich zu den Rissen vorheriger Versuche

Um die Auswirkungen der Wärmeausdehnung auf die Solarzelle während dem Prozess zu untersuchen, wird ein zusätzlicher Versuch durchgeführt. Dabei findet der Standard Aufbau (A) Verwendung.

Während des Tests werden die Proben im Aufbau auf 80°C gemäß dem Temperzyklus erwärmt und anschließend langsam abgekühlt.

Nach dem Abkühlen und schon vor dem Entformen war ein seltsames Zickzack Muster

durch das Abreißgewebe erkennbar. Bei beiden Solarzellen sind nach dem Entfernen des Abreißgewebes Risse sichtbar.

Da zwischen dem Werkzeug und dem Fasermaterial durch den Vakuumsack ein Kraftschluss besteht, wird vermutet, dass die durch die unterschiedlichen Wärmeausdehnungen induzierten Spannungen für die Risse verantwortlich sind.

Aus diesen Ergebnissen wird ein Wechsel des Werkzeugs abgeleitet.

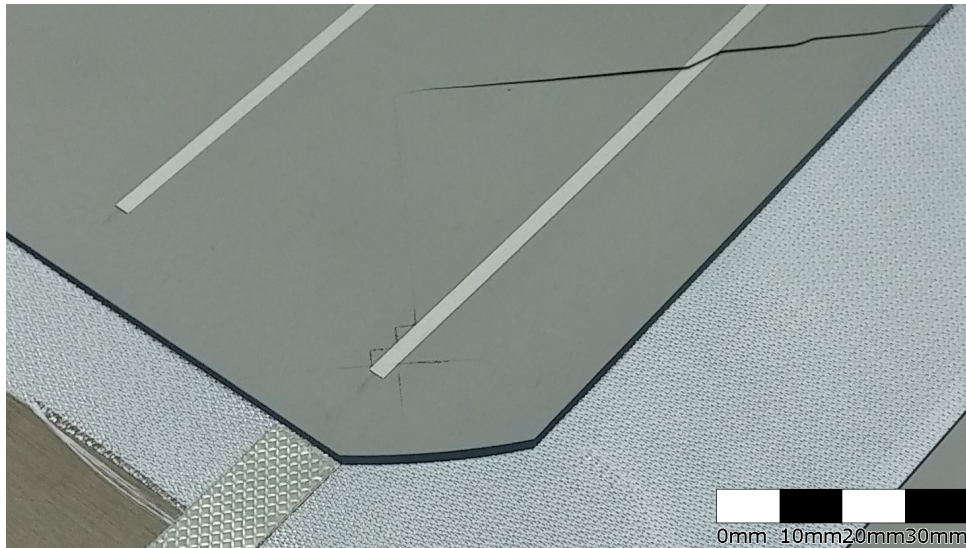


Abbildung 36: Bild des Versuchsaufbaus direkt nach dem Entformen

Aufgrund der Erkenntnisse aus allen vorhergegangenen Versuchen scheint die Wahl des Werkzeugs viel kritischer zu sein als die Temperatur. Um dies zu verifizieren, fällt die Wahl des Werkzeugs bei dem 5. Versuch auf eine quasi isotropen CFK-Platte.

Aufgrund der deutlich kleineren Abmessungen des CFK-Werkzeugs können bei diesem Versuch nur vier Solarzellen verwendet werden.

Nach dem Prozess sind alle vier Solarzellen funktionstüchtig. Zur weiteren Verifikation der Ergebnisse wurden ein zweiter, vollkommen identischer Versuch durchgeführt. Auch im nachfolgenden Prozess bleiben alle vier Solarzellen vollkommen intakt.

Die Ergebnisse beweisen, dass weder der Druck noch die Kontaktstelle die entscheidenden Parameter während der Einbettung von Solarzellen darstellen. Bestimmt sind auch hier gewisse Größen nicht zu überschreiten, jedoch zeigen alle Versuche, dass die Wärmeausdehnung des Werkzeugs der Grund für das Versagen der Solarzellen ist.

Aufgrund der reproduzierbaren Ergebnisse wird auch der Demonstrator auf einem quasi isotropen CFK-Werkzeug gefertigt.

Alle Ergebnisse werden in Tabelle 8 zusammengefasst.

Tabelle 8: Versuchsergebnisse

Versuchsnummer	Zusammengefasste Ergebnisse
1. Versuch	<ul style="list-style-type: none"> • alle zehn Solarzellen gebrochen • sehr große Risse, vor dem Entformen bereits sichtbar
2. Versuch	<ul style="list-style-type: none"> • Zwei Solarzellen ohne Kontaktierung intakt • Zwei Solarzellen mit Standard Aufbau (A) intakt • restliche Proben gebrochen • Spaltmaß der Risse optisch nicht verändert
3. Versuch	<ul style="list-style-type: none"> • Proben mit Standard Aufbau (A) gebrochen • fünf Proben ohne erkennbaren Zusammenhänge der Varianten gebrochen
4. Versuch	<ul style="list-style-type: none"> • sieben von zehn Proben ohne optische Risse • Standard Aufbau mit und ohne Schaumkern intakt
5. Versuch	<ul style="list-style-type: none"> • alle Proben intakt
6. Versuch	<ul style="list-style-type: none"> • alle Proben intakt

Folgend werden die verwendeten Aufbauten einzeln bewertet. Auf die Brüche der Proben wird nur eingegangen, wenn dieses eindeutig auf die jeweiligen Varianten zurückzuführen sind.

6.2.1 Standard Aufbau

Da der Standardaufbau in jedem Versuch verwendet wurde, liegen hierzu die meisten Erfahrungen vor. Der Aufbau ist einfach und unproblematisch. Nach dem Prozess besitzen alle Solarzellen eine leichte Biegung.

Erstellt man den Aufbau mit Schaumkern, ergibt sich das Problem, dass zwei, nicht mit Harz durchtränkten Materialien umflossen werden müssen. Diese Problematik tritt erstmalig beim Standardaufbau auf, wird aber bei allen Aufbauten mit Schaumkern

festgestellt (nur hier behandelt). Zur Verhinderung von Lufteinschlüssen im Bauteil ist eine gleichmäßige Harzfließfront zwingend erforderlich.

Ein weiteres Problem stellt die Harzflussreichweite dar. Erfahrungen zeigen, dass eine Reichweite von bis zu 20 Zentimetern ohne Fließhilfe realisiert werden kann. [Han15] Bei größeren Entfernungen müssen sowohl Kanäle für den Anguss als auch für die Kavitäten in den Schaum gefräst werden. Diese Möglichkeiten werden in der Arbeit nicht weiter behandelt.

Neben dem oben beschriebenen Aufbau kann durch ein getrennten Schaumkern ein semiflexibles Solarzellenpaneel erstellt werden. Der Bereich der Solarzelle wird dann durch die Sandwich-Struktur stabilisiert und die Biegung entsteht zwischen den Solarzellen.

Bei einem drehbar gestaltetem Konzept eignet sich das semiflexibele Paneel nicht, da die Festigkeit für den Drehmechanismus nicht ausreicht. Auch für den Einsatz auf einem Tragflügel besitzt dieses Konzept keinerlei Vorteile, da die Profiltreue des Tragflügels durch die unflexiblen Bereiche unterhalb der Solarzelle nicht mehr gewährleistet ist.

Gleichzeitig steigt das Gewicht im Vergleich zur Lösung ohne Schaum deutlich an. Der Grund hierfür ist die doppelte Menge Glasgewebe und die deutlich größere Harzaufnahme des Schaumkerns (ca. $100 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$).

Deutlich interessanter ist daher der Versuch Standard Aufbau (B). Die Stabilität des Schaumkerns macht ein zusätzliches strukturelles Bauteil und eine weitere Verklebung überflüssig und spart dadurch Gewicht.

Pro eingebetteter Solarzelle ergibt sich ein Gewicht von 50 g.

6.2.2 Weiche Unterlage

Die Silikon-Unterlage ist vom Fertigungsaufwand der verschiedenen Unterlagen am geringsten zu bewerten. Silikon besitzt eine selbsttrennende Wirkung, sodass kein Schutz durch Trennfolie oder andere Vorbehandlungen notwendig ist.

Trotz vorheriger Informationen über das verwendete Silikon, besitzt es in Kombination mit dem verwendeten Harz nur eine schlechte trennende Wirkung. Daher stellt sich das Entformen als sehr zeitaufwendig dar.

Die Ergebnisse der anderen Proben ergeben eine sehr schlechte Materialoberfläche, da sich die Maserung des Materials im Harz abdrückt.

Durch die angeraute Oberfläche der Solarzelle nach dem Prozess, entsteht ein erhöhter c_w -Wert. Ferner fällt der Kurzschlussstrom geringer aus ($\varnothing I_{K_{Silikon}} = 209mA$) als bei einer ebenen Werkzeugoberfläche ($\varnothing I_{K_{Standard}} = 218mA$). Es wird vermutet, dass dies an der angerauten Oberfläche liegt.

Durch die schlechten Messergebnisse erscheint diese Unterlage nicht praktikabel.

6.2.3 Druckblech

Durch die Verwendung eines an den Kontakten ausgesparten Druckbleches wird die Oberfläche der Solarzellenvorderseite hoch glänzend. Messungen, ob diese Oberfläche vorteilhaft oder eher schädlich für den Wirkungsgrad sind, können bei keiner Probe durchgeführt werden, da alle Proben deutlich stärker als ohne das Druckblech beschädigt sind.

Zusätzlich besteht beim Evakuieren die Gefahr, dass das Druckblech verrutscht. In Abbildung 37 erkennt man eine fehlerhafte Positionierung sehr gut. Da sowohl die Fertigungseigenschaften als auch die Ergebnisse nicht ausreichend sind, findet keine Weiterverfolgung dieser Variante statt.

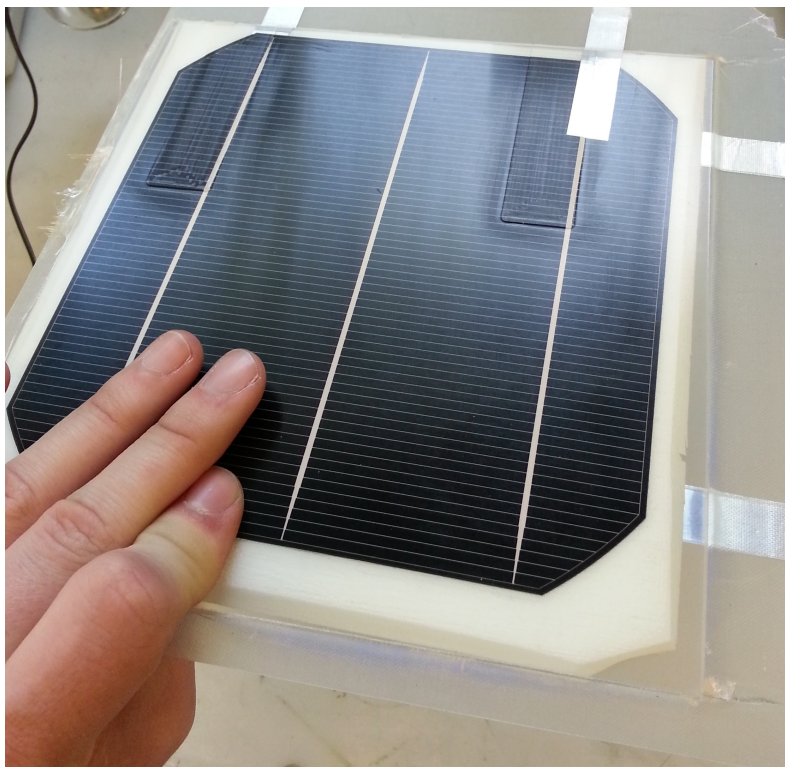


Abbildung 37: Verrutschtes Druckblech

6.2.4 Symmetrie

Das Konzept mit zwei Solarzellen dient dazu, einen vollkommen symmetrischen Aufbau zu realisieren. Für den späteren Bau des Demonstrators eignete sich dieses Konzept nur bedingt, da die untere Solarzelle aufgrund des diffusen Lichtes und der schlechten Eigenschaften von MKS bei schwachen Lichtverhältnissen nur geringen Strom erzeugt. Das Mehrgewicht wird vermutlich nicht durch die Bereitstellung von mehr elektrischer Leistung ausgeglichen werden können. Für den Fall, dass beide Seiten eines Paneels mit Solarzellen bestückt werden sollen, können CIGS-Solarzellen eingesetzt werden. Diese stellen auch bei schwachen Lichtverhältnissen mehr elektrische Leistung bereit als MKS.

6.2.5 Vlies

Durch den unsymmetrischen Aufbau soll eine Biegung der Solarzelle verhindert werden. Durch den größeren Harzschwind auf der Vorderseite besitzt die Solarzelle nach dem Prozess eine plane Fläche.

In Abbildung 38 erkennt man das Ergebnis deutlich. Die rechte Solarzelle wird mit einem Vlies gefertigt, links befindet sich der Standard Aufbau (A).

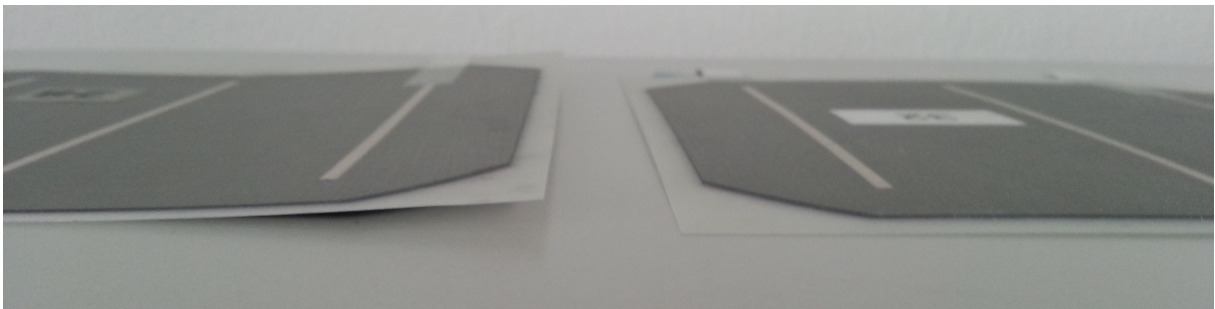


Abbildung 38: Vergleich von Proben mit und ohne Vlies

Jedoch besitzt das Vlies keine klare Oberfläche, sondern erscheint durch die Avivage³⁰ Schutzschicht milchig. Messungen zeigen eine deutliche Verringerung des Wirkungsgrades der Solarzelle.

³⁰ „Behandlung von Fäden und Garnen aus Chemiefasern mit fetthaltigen Stoffen zur Verbesserung von Griff, Weichheit und Geschmeidigkeit“ [Duden]

6.2.6 Praktischer Test

Nach der Fertigung der Proben werden einige praktische Versuche durchgeführt. Neben unterschiedlichen Einstrahlwinkeln werden einige der hergestellten Zellen ca. zwei Wochen auf dem Dach des Labors montiert. (Siehe Abbildung 39) Dabei sollten die Auswirkungen der UV-Strahlung oder auch die Witterungseinflüsse auf die einlammierten Solarzellen untersucht werden.



Abbildung 39: Test der Solarzellen

Besonders kritisch fallen bei dem Test Probleme mit Abschattungen einzelner Zellen auf. Beim Test wird ein String von sechs Solarzellen verwendet. Die Zellen sind dabei in Reihe geschaltet. Wie schon in 2.5.3 festgestellt wird, bestimmt das schwächste Glied in der Schaltung die Leistungsabgabe des gesamten Strings. Da das Paneel drehbar gestaltet ist, wird es regelmäßig im Flug das Problem geben, dass einige Solarzellen durch Leitwerke oder auch den Schatten der Tragfläche abgeschattet werden. Hierfür gibt es eine einfache Lösung. Je nach Modulgröße werden parallel zu den Solarzellen Bypassdioden verschaltet. Wird dann eine Zelle abgeschattet, mutiert die Zelle zum Verbraucher und der Widerstand der Bypassdiode ist geringer als der der Zelle. Der Strom wird dann an der Zelle vorbeigeführt und es entstehen geringere Verluste. [Kon06]

Hinsichtlich des Winkels ergibt sich eine Leistungsänderung von über 30%. Bei einer direkten Sonneneinstrahlung ist ein Kurzschlussstrom von 5,2 A messbar. Bei einer um 45° abweichenden Ausrichtung lediglich 3,5 A. Diese Ergebnisse entsprechen nahezu den selben Messungen auf dem Solarzellenprüfstand.

7 Fertigung des Demonstrators

7.1 Auslegung des Demonstrators

Der Demonstrator wird anhand der gewonnenen Daten aus den Ergebnissen der Vorversuche ausgelegt. Dabei wird von den in der Aufgabenstellung geforderten 200 W ausgegangen. Wie auch schon in Kapitel 2.5 werden hierfür nur Materialien verwendet, die momentan am Markt verfügbar sind.

Bei den Kennwerten der Solarzellen werden die Daten der in den Versuchen verwendeten Zellen übernommen. Diese liefern bei optimalen Einstrahlungsverhältnissen von $E = 1000 \frac{W}{m^2}$ eine Leistung von $P_{MPP} = 4,39W$. Die Solarzellen besitzen einen Flächeninhalt von $A = 23,895mm^2$ und wiegen 15g.

Daraus ergibt sich eine Anzahl an Solarzellen von:

$$n_{Solarzelle} = \frac{P_{Solarzelle}}{P_{MPP}} = \frac{200W}{4,39W} \quad (16)$$

$$n_{Solarzelle} = 45,56$$

Neben der Erdbeschleunigung $g = 9,81 \frac{m}{s^2}$, wird für alle Rechnungen eine Gleitzahl, wie bei leistungsfähigen Segelflugzeugen von $\Lambda = \frac{L}{D} = 60$ angenommen. Dabei soll das Modell eine Geschwindigkeit von $v = 25 \frac{m}{s} = 90 \frac{km}{h}$ erreichen. Bei dem Akkumulator wird eine Energiedichte von $E^* = 250 \frac{W}{kg}$ angenommen.

Unter der Annahme, dass das Paneel 12 Stunden lang von der Sonne bestrahlt wird, muss die Leistung des Solarenergiepaneel ausreichen, um den Akkumulator innerhalb der vorgegebenen Zeit vollständig aufzuladen. Zusätzlich muss die Energie im Akkumulator ausreichen, um das Flugzeug für die Zeit ohne Sonneneinstrahlung zu versorgen.

Aus den Parametern ergibt sich sowohl für den Tag als auch die Nacht eine Reichweite von:

$$R = 90 \frac{km}{h} * 12h = 1080km \quad (17)$$

Zunächst wird der Leistungsbedarf für das Laden der Akkumulatoren bestimmt:

$$P_{Solar_{total}} = P_{Solar} + \eta_{total} * P_{Solar} \quad (18)$$

$$200W = 1,9 * P_{Laden}$$

$$P_{Laden} = 105,26W$$

Damit ist eine Bestimmung der Akkumulator Leistung möglich:

$$P_{Solarzelle} = \frac{P_{Akkumulator}}{\eta_{Laden} * \eta_{Verlust}} \quad (19)$$

$$P_{Akkumulator} = P_{Solarzelle} * \eta_{Laden} * \eta_{Verlust} \quad (20)$$

$$P_{Akkumulator} = 105,26 * 0,9 * 0,7 = 66,31W$$

Anhand der Energiedichte ist es möglich das Gewicht des Akkumulators zu bestimmen:

$$m_{Akkumulator} = \frac{P_{Akkumulator} * t_{Nacht}}{E^*} \quad (21)$$

$$m_{Akkumulator} = \frac{66,31 * 12h}{250W}$$

$$m_{Akkumulator} = 3,183kg$$

Anhand der angepassten Breguet'schen Reichweitenformel für E-Antrieb [Hep11] ist es, durch Einsetzen der Parameter möglich, das Gesamtgewicht zu bestimmen:

$$R = E^* * \eta_{total} * \frac{1}{g} * \frac{L}{D} * \frac{m_{Akkumulator}}{m_{ges}} \quad (22)$$

$$m_{ges} = \frac{\frac{L}{D} * E^* * \eta_{total} * m_{Akkumulator}}{R * g}$$

$$m_{ges} = 11,36kg$$

Durch diese einfache Abschätzung erkennt man, dass ein Solarenergiepaneel mit einer Leistung von 200 Watt ausreicht, um ein Flugzeug mit einer Masse von 11,36 kg dauerhaft stationieren zu können.

7.2 Auslegung des gefertigten Demonstrators

Um ein Paneel in relevanter Größe fertigen zu können, fällt die Entscheidung auf ein Paneel für ein 5 kg schweres UAV. Durch das reduzierte Gewicht wird eine Geschwindigkeit von $v = 15 \frac{m}{s} = 54 \frac{km}{h}$ angenommen. Alle restlichen Parameter bleiben unverändert.

Aus diesen Parametern ergeben sich unter Berücksichtigung der bereits oben erwähnten Formeln folgende Ergebnisse:

$$R = 54 \frac{km}{h} * 12h = 648km$$

Anhand der angepassten Breguet'schen Reichweitenformel für E-Antrieb [Hep11] ist es, durch Einsetzen der Parameter möglich, das Gewicht des Akkumulators zu bestimmen:

$$m_{Akkumulator} = 1.9kg$$

Es ergibt sich eine Leistung des Akkumulators von:

$$P_{Akkumulator} = 17,52W$$

Für die Aufladung des Akkumulators wird eine Leistung von 27,81W benötigt:

$$P_{Solarzelle} = \frac{P_{Akkumulator}}{\eta_{Laden} * \eta_{Verlust}} = \frac{15,02W}{0,9 * 0,7} \quad (23)$$

$$P_{Solarzelle} = 27,81W$$

Für diese Leistung werden 7 Solarzellen benötigt:

$$n_{Solarzelle} = \frac{P_{Solarzelle}}{P_{MPP}} = \frac{27,81W}{4,39W} \quad (24)$$

$$n_{Solarzelle} = 6,3 \sim 7$$

Die durch Berechnungen bereitgestellte Energie würde ausreichen, um den Akkumulator bei optimaler Sonneneinstrahlung aufzuladen. Zusätzlich wird noch die Energie benötigt, die das Flugzeug über den Tag aufbringen muss um in einer konstanten Höhe zu fliegen. Im Verlauf des Tages entstehen Verluste durch die Leistungselektronik, durch den Motor und die Luftschraube.

$$\eta_{total} = \eta_{Leistungselektronik} * \eta_{Motor} * \eta_{Luftschraube} = 0,9$$

$$P_{TagSolarzelle} = 0,9 * P_{Solarzelle}$$

$$P_{TagSolarzelle} = 25,0W$$

Für diesen zusätzlichen Leistungsbedarf werden 6 Solarzellen benötigt:

$$n_{TagSolarzelle} = \frac{P_{TagSolarzelle}}{P_{MPP}} = \frac{25,0W}{4,39W} \quad (25)$$

$$n_{TagSolarzelle} = 5,6 \sim 6$$

Um ein Modell mit einer Abflugmasse von 5 kg dauerhaft stationieren zu können, werden 12 Solarzellen benötigt:

$$n_{gesamt} = n_{Solarzelle} + n_{TagSolarzelle} = 6,3 + 5,6 \quad (26)$$

$$n_{gesamt} = 11,9 \sim 12 \quad (27)$$

Aufgrund der begrenzten maximalen Werkzeuglänge fällt die Entscheidung auf zwei Strings mit 6 Solarzellen. Diese Zellen sollten allesamt in Reihe geschaltet, um eine Spannung von 6V zu erreichen. Diese reicht aus einen einzelligen Lithium-Polymer Akku vollständig zu laden. Da diese Akkus vermehrt in ultra-leichten Modellflugzeugen eingesetzt werden, ist eine Orientierung an dieser Antriebsauslegung für den ersten fliegende Prototypen sehr sinnvoll.

Es ist geplant, die Strings getrennt voneinander zu fertigen. Zwar entsteht durch das getrennte Fertigen neben einer sichtbaren Kante zwischen den Strängen auch ein zusätzlicher Bereich, an dem Kontakte aus dem Fasermaterial ausgeführt werden müssen. Jedoch ermöglicht dieses ein nachträgliches Austauschen einzelner Strings und eine Veränderung der Schaltung.

7.3 Herstellung des Solarpaneels

Auch bei der Herstellung des Panels gibt es verschiedene Konzepte, welche in der nachfolgenden Tabelle aufgeführt und bewertet werden:

Tabelle 9: Vergleich der verschiedenen Panel Konzepte

Panelkonzept	Vorteile	Nachteile
CFK-Platte	<ul style="list-style-type: none"> • hohe Steifigkeit • einfache Herstellung 	<ul style="list-style-type: none"> • hohes Gewicht
Balsaholz-Platte	<ul style="list-style-type: none"> • geringes Gewicht • einfache Herstellung 	<ul style="list-style-type: none"> • sehr geringe Steifigkeit • fehlende Witterungsbeständigkeit
Schaumsandwich	<ul style="list-style-type: none"> • kein Verkleben • Verschaltung einfach, da der Kontakt nur einmal aus dem Material geführt wird 	<ul style="list-style-type: none"> • Solarzelle nicht von Struktur entkoppelt • kein Austauschen von Strings möglich
Fachwerk aus CFK-Rohren (bespannt mit Folie)	<ul style="list-style-type: none"> • Ultraleichtbau • hohe Steifigkeit 	<ul style="list-style-type: none"> • Folie hält den Temperaturen in 20km Höhe nicht stand
Wabensandwichplatte mit eingeprägtem Fachwerkmuster	<ul style="list-style-type: none"> • hohe Steifigkeit bei gleichzeitig vergleichsweise geringem Gewicht 	<ul style="list-style-type: none"> • höheres Gewicht als eine Folienbespannung • zusätzliches Verkleben der Solarzellen notwendig

Viele Konzepte scheiterten schon bei der ersten Betrachtung. So ist eine Bespannung mit einer Bügelfolie in einer Höhe von über 20 Kilometern aufgrund der sehr geringen Temperaturen nur schwierig umzusetzen. Eine Fertigung mit einem integrierten Schaumkern wird zwar zunächst in Abbildung 32 getestet, jedoch ergeben sich schon bei den kleinen Proben Probleme durch die zwei, nicht vom Harz durchtränkbareren Lagen aus Schaum und Solarzelle. Eine einfache CFK-Platte besitzt im Vergleich zu

einem Sandwich ein zu hohes Gewicht, bei gleichzeitig geringer Steifigkeit und fällt daher aus der Betrachtung. Balsaholz ist für die Verwendung gänzlich ungeeignet.

Nach der Bewertung der verschiedenen Varianten wird ein Paneel aus einer Waben-Sandwichstruktur gefertigt. Die Vorteile bei der Verwendung eines Sandwich Paneels bestehen in der hohen Steifigkeit bei gleichzeitig geringem Gewicht. Aufgrund der leichten Biegung der Solarzellen und des großen Einflussfaktors des Einstrahlwinkels auf die Leistungsabgabe der Solarzellen müssen die Zellen auf dem Paneel plan aufliegen und fixiert werden. Trotz des geringen Gewichts einer Platte von gerade einmal $1,2 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$ wäre ein Paneel für einen Einsatz im Ultra-Leichtbau viel zu schwer. Um die Platte leichter zu fertigen, gibt es zwei Varianten.

Bei der ersten Variante wird durch ein Fachwerkmuster ca. 70% des Materials mit einer Fräse entfernt. Vor der Bearbeitung wiegt das Paneel 450 g, nach dem Ausfräsen nur noch 140 g. Da eine Seite nun offen ist und dies sowohl aerodynamisch als auch witterungsbedingt suboptimal ist, wird die Rückseite mit Folie bespannt. Bei einer Fläche von $0,4 \text{ m}^2$ erhöht sich das Gewicht mit einer Bespannung durch Oralight³¹ um 15 g. Zwar gibt es noch keine käuflich zu erwerbende Folie, die solch tiefe Temperaturen aushält und gleichzeitig so leicht ist. Erste Flüge mit der Solar Impulse zeigen aber, dass eine Folienbespannung technisch möglich ist.

In der zweiten Variante soll neben der hohen Steifigkeit des Sandwichpaneels auch die komplette Fläche des Paneels ausnutzt werden. Dabei wird das gleiche Fachwerkmuster vorgesehen. Dies wird entgegen der ersten Variante nicht komplett ausgespart, sondern die hintere Lage Glas bleibt stehen. In Abbildung 40 ist dies erkennbar. Dadurch ist die Wabenstruktur gegen Witterungseinflüsse geschützt und bietet gleichzeitig ein optimierten aerodynamischen Widerstand. Das Gewicht erhöht sich um 80 g.

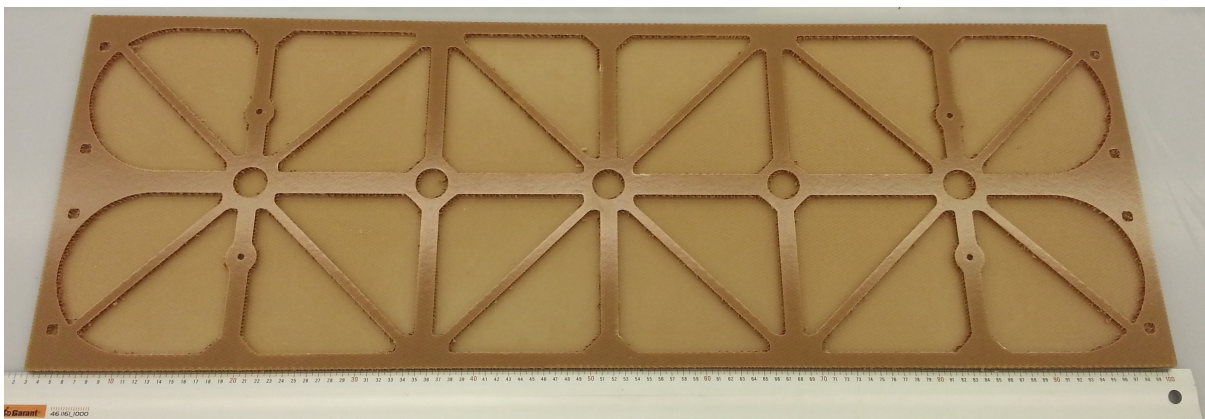


Abbildung 40: Sandwichplatte nach der Bearbeitung

³¹Eine sehr leichte Bügelfolie, die zum Bespannen von Rippenflügeln genutzt wird

In beiden Varianten sind noch die eingebetteten Solarzellen mit 20 g pro Zelle zu berücksichtigen. Da im Paneel zwölf Zellen eingebaut werden, ergibt sich ein Mehrgewicht von 240 g zuzüglich geschätzten 50 g Klebstoff. Somit ergibt sich ein Paneel-Gewicht von 445 bzw. 525 g.

Nach einer linearen Approximation der gewonnenen Daten aus den Versuchen mit dem Schaumkern ergibt sich für ein Paneel der gleichen Größe ein Gewicht von 600 g. Hierbei besitzt eine einzelne Zelle mit Schaumkern ein Gewicht von 50 g.

Somit ist das Konzept mit der Waben-Sandwichstruktur Platte in beiden Varianten geringfügig leichter als das Paneel mit dem integrierten Schaumkern und besitzt bedingt, durch den dickeren Kern eine erhöhte Steifig- und auch Biegefestigkeit. (Vgl. Abbildung 41) Im hier angewendeten Fall findet eine zusätzliche Variation des Kernmaterials statt. Da diese aber nur bedingt zur Steifigkeit beiträgt wird dies nicht berücksichtigt.

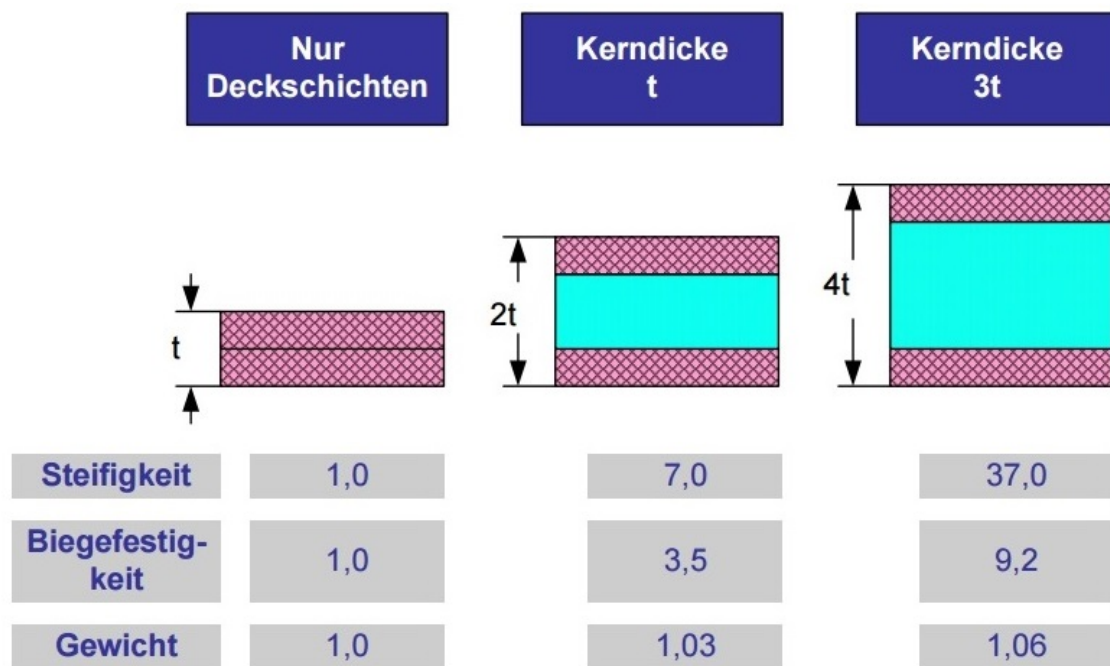


Abbildung 41: Qualitativer Vergleich der Steifigkeit, Biegefestigkeit und des Gewichts bei Variation der Kerndicke [Sta91]

7.4 Infusionsprozess

Der Infusionsprozess wird auf Basis der Erkenntnisse der Arbeit erstellt. Der Aufbau ist in der folgenden Abbildung 42 gezeigt. Darauf erkennt man gut das CFK-Werkzeug. Für den Demonstrator findet das in allen Vorversuchen genutzte $55 \frac{g}{m^2}$ Glasgewebe Anwendung.



Abbildung 42: Fertigung des Demonstrators

Folgende Parameter kommen im Prozess zum tragen:

- quasi isotropes CFK Werkzeug
- Standardaufbau ohne Schaumkern
- Abschirmband No.1345
- Prozessparameter:
 - Druck: 2 bar
 - Temperatur: 50°C
 - Zeitraum: 12 Stunden

7.5 Fertigungsprozess

Die Sandwichplatte kann durch eine CNC-Fräse im gewünschten Fachwerk-Muster ausgespart werden. Dabei wird die Größe der Solarzellen als Grundform angenommen. Die Stege werden, wie für ein Fachwerk üblich, in einem 45° Winkel in der Platte stehen gelassen, sodass neben einer Erhöhung der Steifigkeit des späteren Paneels auch die Wölbung der befestigten Solarzellen verhindert wird.

Zum Verkleben werden die Strings auf Stoß mittig zusammengefügt. Um die Solarzellen vor überflüssigen Klebstoff zu schützen, werden diese am Rand mit einem Klebeband versehen und anschließend mit der Vorderseite untenliegend auf einer ebenen Platte fixiert.

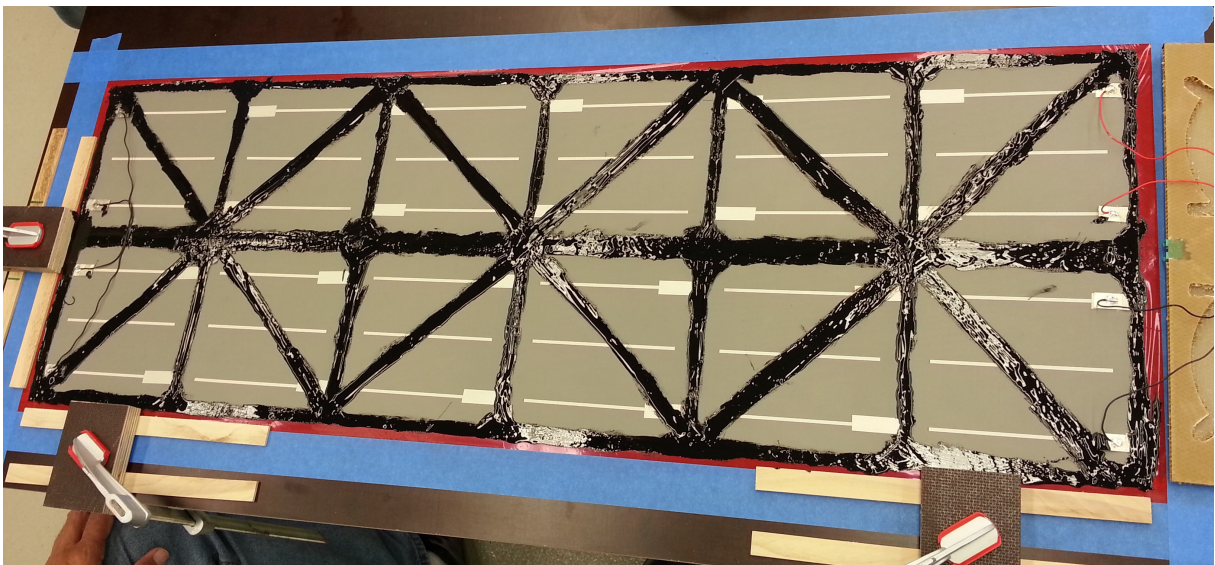


Abbildung 43: Bild nach dem Auftragen des Klebstoffes.

Für eine einfache und genaue Positionierung während des Klebeprozesses, wird die Position der Sandwichplatte durch Anschläge begrenzt. Daraufhin werden die Kabel verlötet und Klebstoff auf vorher gekennzeichnete Bereiche der Strings gegeben. (Vgl. Abbildung 43) Nach dem Aufbringen des Klebstoffes wird die Platte an den Anschlägen ausgerichtet und anschließend langsam heruntergedrückt. Durch ein leichtes Biegen der Platte und abgerolltes Aufdrücken werden Lufteinschlüsse im Kleber vermieden. Nach dem Absetzen der Sandwichplatte wird zur gleichmäßigen Gewichtsverteilung eine Holzplatte auf dem Paneel aufgelegt und diese gleichmäßig mit Bleigewichten beschwert. Nach einer Aushärtungszeit von 6 Stunden werden die Gewichte entfernt und der überflüssige Klebstoff entfernt.

Die Kanten werden zum Schutz gegen Witterungseinflüsse mit einem dünnen pultrudierte³² CFK Flachstab versehen. Dieser wird ebenfalls verklebt.

Die mechanischen Eigenschaften der Platte erhöhen sich durch das Verkleben der Solarzellen. Dies liegt daran, dass die obere Lage, bestehend aus zwei Lagen Glas und Solarzellen, die auftretenden Zug- und Druckspannungen aufnehmen kann. Biegemomente werden zusätzlich durch die verklebten Flachstäbe aufgenommen, sodass das Paneel trotz des leichteren Gewichtes an Steifigkeit gewinnt. Da die Solarzellen durch die Temperatur und die unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten der Materialien im Prozess schon vorgespannt sind, kann der String eine gewisse Zugkraft aufnehmen, ohne dass die Solarzelle auf Zug belastet wird. Erst bei einer Überschreitung der Vorspannung der Solarzelle wird diese auf Zug belastet.

Das fertige Paneel wiegt nach der kompletten Bearbeitung 510 g.

7.6 Nachgeführtes Solarenergiepaneel

Der Drehmechanismus des nachgeführten Solarenergiepaneels wird entweder mit Aktuatoren³³ oder Motoren mit vormontiertem Getriebe realisiert.

Aktuatoren haben den Vorteil, dass eine genaue Positionierung durch eine integrierte Positionsrückmeldung realisierbar ist. Problematisch ist dabei der feste Verfahrensweg. Ein klassischer Elektromotor besitzt diese Rückmeldung nicht. Jedoch gibt es in der Regeltechnik auch Stellmotoren. Diese geben ähnlich, wie ein Aktuator die Position zurück und ermöglichen eine Positionierung.

Ein Konzept ohne einen Rückkanal scheitert aufgrund der Gegebenheiten genauer Positionierung schon im Ansatz. Ohne diese ist es später nicht Möglich das Paneel in Richtung der Sonne zu drehen.

Für den Demonstrator wurde einen Rumpfquerschnitt von 25 mm gewählt, was in etwa einem Rumpfdurchschnitt eines F5J-Modells³⁴ mit ca. 4 Metern Spannweite entspricht. Die Paneel sollen eine Fläche von 1000 mm * 350 mm besitzen, sodass die Abmessungen für die Konzepte festgelegt sind.

Die Verwendung eines Getriebes scheint sinnvoll, da hier ein großer Drehwinkel realisiert werden soll. Durch Getriebeuntersetzung werden die angreifenden Kräfte verrin-

³²Unter dem Pultrusionsverfahren versteht man ein kontinuierliches Herstellungsverfahren für faserverstärkten Kunststoffprofile. Man spricht oftmals auch vom Strangziehverfahren

³³Aktuator ist eine elektromechanische Stelleinheit

³⁴Eine Wettbewerbsmodellflugzeug, das für Thermik-Segelflug ausgelegt ist

gert, was wiederum zu einem geringeren Gewicht des Aktuators führt. Ein nützlicher Nebeneffekt der Konstruktion ist auch, dass sich keine Anlenkungen im Luftstrom befinden.

Die Struktur des Rumpfes soll von dem Drehmechanismus nicht beeinflusst werden, sodass alle benötigten Komponenten außen am Rumpf angebracht werden. Zusätzlich soll das Paneel so nah wie möglich am Rumpf angebracht werden, um die Aerodynamik nicht nachhaltig negativ zu verändern.

Erste Paneelhalter, die mittels 3D-Drucker hergestellt werden, sehen eine Montage des Aktuators im Halter vor. Das daraus entstehende Ergebnis ist auf dem nachfolgendem Bild festgehalten. Alle Stege sind zur Optimierung des aerodynamischen Widerstands profiliert gestaltet.

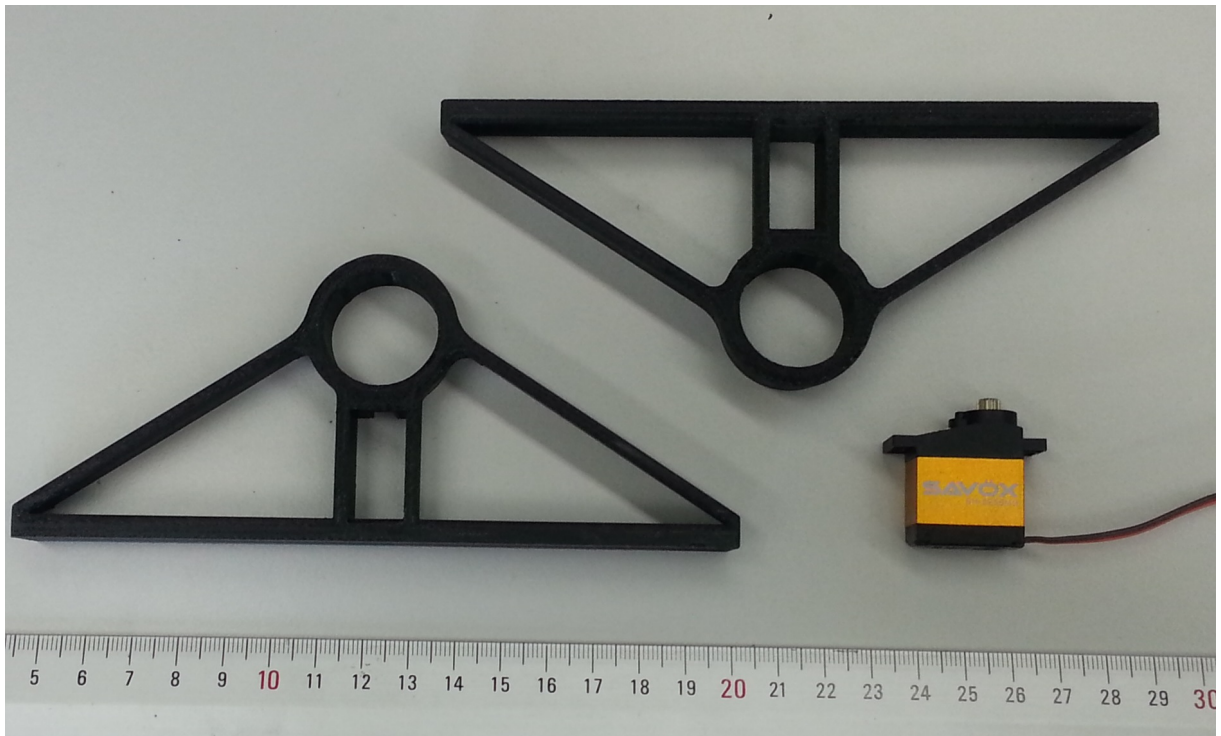


Abbildung 44: Paneelhalter und der für die spätere Rotation vorgesehene Aktuator

7.7 Leistungskennwerte des fertigen Demonstrators

Nach der Fertigung ergeben sich folgende Parameter:

- Gewicht:

$$M = 510g$$

- Fläche:

$$A = 333mm * 977mm = 325mm^2$$

- Flächengewicht:

$$\frac{510g}{0,325m^2} = 1,569 \frac{kg}{m^2}$$

- gemessener Kurzschlussstrom bei einer Globalstrahlung³⁵ von ca. $700 \frac{W}{m^2}$:

$$I_K = 6,1A$$

- Klemmspannung bei einer Globalstrahlung von ca. $700 \frac{W}{m^2}$:

$$U_L = 7V$$

- Füllfaktor FF: (Vgl. Abschnitt 3)

$$FF = 0,797 \Rightarrow 79,7\%$$

- Berechnung P_{MPP} aus den gemessenen Daten:

$$P_{MPP} = 0,797 * I_K * U_L = 6,1A * 7V = 0,79 * 42,7W \approx 33,7W$$

- theoretische Leistung bei STC Bedingungen:

$$P_{MPP} = 12 * 4,39W = 52,68W$$

³⁵http://lwi-klimastation.tu-bs.de/y2015/m5/21_5_2015_35tx.htm

- Modulwirkungsgrad basierend auf Messwerten:

$$\eta = \frac{P_{MPP}}{(E * A)} = \frac{33,7W}{700 \frac{W}{m^2} * 0,325m^2}$$
$$\eta = 0,148 \Rightarrow \eta = 14,8\%$$

- Leistungsgewicht des kompletten drehbaren Paneels:

$$E = \frac{P_{MPP}}{M} = \frac{33,7}{0,510kg}$$
$$E = 66 \frac{W}{kg}$$

- Leistungsgewicht der einlamierten Zellen:

$$E = \frac{P_{MPP}}{M} = \frac{33,7}{0,240kg}$$
$$E = 140 \frac{W}{kg}$$

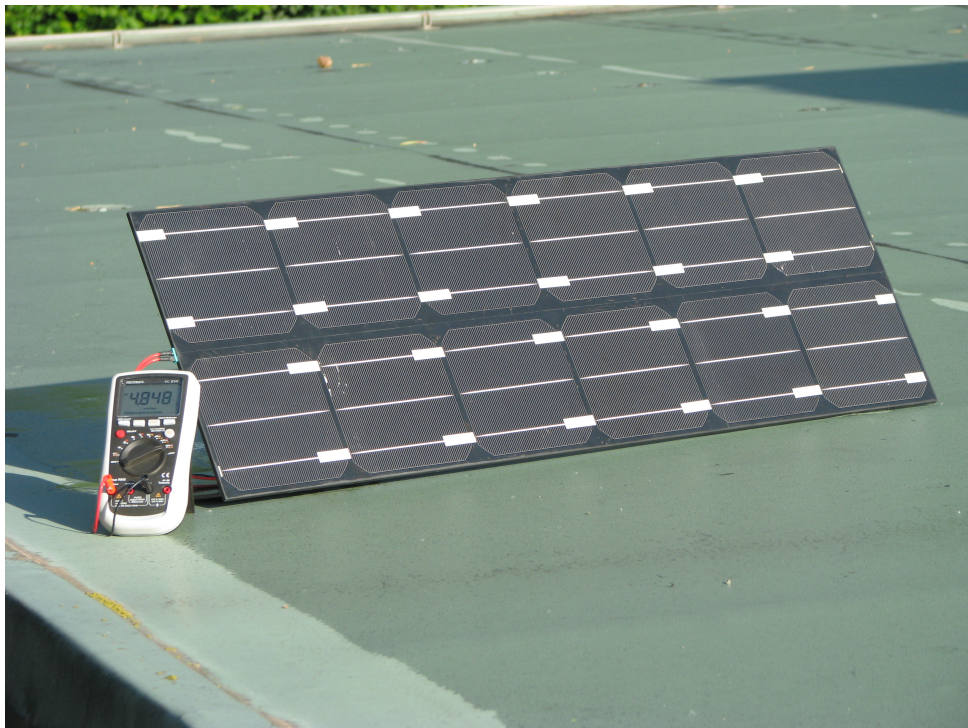


Abbildung 45: Kurzschlussstrom des Demonstrator, gemessen um 8 Uhr morgens.

7.8 Skalierbarkeit

Die Skalierbarkeit der Ergebnisse ist in zweierlei Maß gegeben. Zum einen ist eine Variation der Länge durch ein längeres Werkzeug problemlos möglich. Hinsichtlich der Breite des Paneels ist die Skalierbarkeit komplizierter. Bei der Verwendung eines Kerns hinter der Solarzelle ist der maximale Fließweg des Harzes kritisch. Zwar ist es möglich, durch Einfräsungen im Schaum den Fließweg zu verlängern, jedoch ist dies in Abhängigkeit der Topfzeit des Harzes und der Viskosität nicht unbegrenzt möglich. Aufgrund von Erfahrungswerten ist eine Fließstrecke von ca. 30 Zentimetern realistisch. Da der Anguss mittig im Paneel realisiert wird, ergibt sich eine Paneelbreite von 60 Zentimetern.

Unkritischer ist die Verwendung einer Sandwich Platte. Je nach Breite des Paneels ist es möglich, ebenfalls die Dicke der Platte zu variieren. Wie in Abbildung 41 gezeigt, erhöht sich die Steifigkeit durch einen dickeren Sandwichkern um ein Vielfaches bei gleichzeitig nur geringer Gewichtszunahme.

8 Zusammenfassung

Die Herstellung von Solarenergiepaneels für hochfliegende unbemannte Luftfahrzeuge ist grundsätzlich möglich. Durch die Verwendung einer Sandwichplatte und dem Verzicht auf eine verlötete Kontaktierung ergeben sich vielseitige Möglichkeiten zur Anpassung an die verschiedenen Bedarfe.

Zu Beginn der Arbeiten wird ein Solarzellenprüfstand errichtet. In diesem werden alle hergestellten Proben vor und nach dem Prozess in unterschiedlichen Winkeln vermessen. Die Ergebnisse geben neben den Auswirkungen der geänderten Einstrahlungswinkel auch einen Eindruck über die Verluste, die durch den Prozess entstehen. Diese sind über den gesamten Verlauf der Arbeit sehr gering, sodass keine ausführliche Messwertanalyse erfolgt ist.

In den Vorversuchen wird durch ein Fertigen von Kontaktproben zunächst ein geeigneter Kontakt gesucht. Aufgrund der signifikant höheren Anzahl an gebrochenen verlöteten Proben wird das Löten zur Kontaktierung verworfen. Die Wahl fällt abschließend auf ein Abschirmband der Firma 3M. Dieses besitzt den Vorteil, dass es sehr dünn ist und die leitfähige Verbindung über Prägekanten im Material realisiert wird. Dadurch entstehen ein sehr geringer Übergangswiderstand und keinerlei thermischen Spannungen im Bereich der Kontaktstelle. Die Ergebnisse der Vorversuche zeigen einen deutlichen Vorteil dieses Materials gegenüber den anderen getesteten.

Die anschließend hergestellten Proben werden unter Zuhilfenahme der Erkenntnisse der Vorversuche hergestellt und anschließend bewertet.

Durch die Auswertung der Autoklav Versuche ergeben sich Prozessparameter für Druck und Temperatur. Neben einem Druck von 2 bar sollte ein Temperzyklus mit 50°C bei zwölf Stunden gewählt werden. Da die Solarzellen sehr spröde sind, reicht der Kraftschluss zwischen Bauteil und Werkzeug aus, um die Solarzellen zum Brechen zu bringen. Aus diesem Grund sollte ein quasiisotropes CFK-Werkzeug Verwendung finden, da dieses ein ähnlichen Wärmeausdehnungskoeffizient wie Silizium besitzt.

Bei den unterschiedlichen Aufbauten stellt sich die Variante Vlies als nicht verwendbar heraus. Die Variante Druckblech erzielt bessere Oberflächenergebnisse, die sich aber nicht im Wirkungsgrad der Solarzelle messen lassen. Ein vollkommen symmetrischer Aufbau macht nach den Erkenntnissen aus den praktischen Versuchen aufgrund der Abschattung keinen Sinn. Durch die Probleme mit dem Silikon ist keine abschließende Aussage zu den Proben zu treffen. Letztendlich bildet der Standard Aufbau die Grundlage für die Konzepterstellung.

Aus den Proben erkennt man, dass die Herstellung von Solarzellen mit einem Schaum-Sandwichkern vom Fertigungsaufwand höher zu bewerten ist, als das einfache Einlaminieren und Verkleben auf eine Waben-Sandwichstruktur. Zusätzlich ergibt sich, trotz des erhöhten Gewichts ein dünnerer Sandwichkern. Daraus ist eine geringe Steifigkeit abzuleiten. Die abschließende Wahl eines Konzeptes fiel aus Gründen der Fertigung und der vielseitigen Anwendungsmöglichkeiten auf ein getrenntes Fertigen von Solarzellen und Sandwichpaneel.

Die Ergebnisse der Auslegung zeigen, dass ein Paneel mit einer Leistung von 200 W ausreicht, um ein Flugzeug mit einer Gesamtmasse von 11,36 kg über die Nacht stationierbar positionieren zu können. Dabei beträgt die Masse an Akkumulatoren 3,18 kg. Durch die Ergebnisse der Arbeit ergibt sich für drehbaren Solarzellen inkl. der Struktur eine Masse von ca. 2 kg.

Aufgrund von Problemen mit der Fertigung im Autoklav kann das Zielmodell nicht gefertigt werden. Stattdessen wird eine weitere Auslegung für ein Modell mit 5 kg erstellt und dieses Paneel anschließend gefertigt. Dabei ergibt sich ein Paneelgewicht von 510 g und unter optimalen Bedingungen eine Leistung von über 50 W.

Durch die Wahl eines quasiisotropen CFK-Werkzeugs muss für die Fertigung des Demonstrators eine geeignete Platte gefunden werden. Eine Platte mit den Abmessungen von 1 * 1,2 Metern wird schließlich gefunden, besitzt jedoch neben Fehlstellen im Material auch tiefe Kratzer. Dieses sind auch im Demonstrator zu erkennen.

Die wichtigen Parameter des hergestellten Demonstrators sind in der untenstehenden Tabelle zusammengefasst.

Tabelle 10: Leistungskennwerte Demonstrator

Parameter	Wert
Flächengewicht	$1,569 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
Praktisch erreichtes P_{MPP}	33,7W
theoretisches P_{MPP}	52,68W
Modulwirkungsgrad	14,8%
Leistungsgewicht	$66 \frac{\text{W}}{\text{kg}}$

9 Ausblick

Alle verwendeten Materialien lassen sich in einer Höhe von mindestens 20 km einsetzen und halten den dort herrschenden Temperaturen und Bedingungen stand. Besonders kritisch sollte jedoch das verwendete Abschirmband betrachtet werden. Herr Hofbauer der Firma 3M hat bei einem Einsatz von bis zu einem Jahr keine Bedenken. Für einen längeren Einsatz müssten aber langfristige Versuche der verklebten Kontakte durchgeführt werden. Weitere Arbeiten sollten die langfristigen Auswirkungen der UV-Strahlung und die großen Temperaturschwankungen untersuchen.

Welche Kräfte auf das drehbare Paneel wirken, wird in dieser Arbeit nicht behandelt. Dies sollte in weiteren Arbeiten genauer betrachtet werden. Vielmehr sollten die Einflussfaktoren des Paneels auf das gesamte Flugzeug betrachtet werden. Solange die Solarenergiepaneel die Motoren mit genügend Energie versorgen, wird der höhere Widerstand vermutlich durch die erhöhte bereitgestellte Leistung übertroffen. Um diese Vermutung zu verifizieren, sollten in weiteren Arbeiten die aerodynamischen Eigenschaften von Paneels betrachtet werden.

Aufgrund der hier durchgeführten qualitativen Bewertung der Nachführung sollten sich weiterführende Arbeiten zum Thema Solar-Hale mit der genauen Berechnung in einer Höhe von 20 km beschäftigen. Sollte sich dabei herausstellen, dass der Einsatz von Solarzellen auf dem Tragflügel sinnvoller ist, besteht die Möglichkeit, die Parameter diese Arbeit anzupassen und als Grundlage zu verwenden. Die Zellen können dazu anstelle der Verwendung eines Sandwichpaneel, in die Tragflügel integriert werden. Hierzu sollten in weiteren Arbeiten zunächst die maximal erreichbaren Krümmungsradien ermittelt werden um eine Aerodynamik angepasste Strömung zu erzeugen. Dazu muss die Profiltreue unbedingt durch die Biegung der Solarzellen gewährleistet werden können.

Zusätzlich sollten die Auswirkungen der Flughöhe auf die Leistungsabgabe der Solarzellen behandelt werden. Die Fragestellung dabei sollte die Auswirkungen von sehr niedrigen Temperaturen und sehr hohen Bestrahlungsstärken beinhalten.

Der abgegebene Strom der Zellen gibt einen ersten Hinweis auf Brüche. Wirklich mikroskopisch kleine Brüche sind jedoch sicher nur mit z.B. Elektrolumineszenz sichtbar zu machen. Da in dieser Arbeit lediglich eine optische Begutachtung und eine Vermessung der Zellen erfolgt ist, sollten in weiteren wissenschaftlichen Arbeiten anderen Analysemethoden benutzt werden.

Das Paneel besitzt einer relativ hohe Masse von 510 g, dies liegt daran, dass die Sandwichplatte für ein doppelt so großes Paneel ausgelegt und somit für diesen Demonstrator zu dick ist. Ferner bestehen die Deckschichten der verwendeten Platte auf GFK-Platten, bei denen die Deckschichten aus CFK gefertigt sind, wiegen bei gleicher Dicke und gleicher Wabe gerade einmal $900 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$. Dabei sind höhere Steifigkeit trotz einer Gewichtsreduktion von 15% möglich. Durch die höhere Steifigkeit ist eine weitere Reduktion der Kerndicke möglich. Diese weitere Gewichtseinsparung beträgt dann nur noch wenige Gramm. (Vgl. Abbildung 41)

Ferner ergeben sich noch Steigerungen durch deutlich effizientere Solarzellen. Besonders interessant sind rechteckige Solarzellen, die rückseitig kontaktiert werden. Da neben der verschenkten Fläche durch die pseudo quadratische Form und auch dem vergleichsweise großen Kontakt auf der Vorderseite der Zellen der Modulwirkungsgrad noch weiter gesteigert werden kann, bieten diese Zellen ein Optimierungspotential. Bereits jetzt erreichen monokristalline Module der University of New South Wales in Australien einen Wirkungsgrad von über 22%. Eine weitere Steigerung ist durch sogenannte Multilayer Solarzellen zu erreichen. Dadurch realisierbare Solarzellen erreichen problemlos über 30% Wirkungsgrad [Mei13]. Durch die Verwendung dieser neuartigen Zellen ist nahezu eine Verdopplung des Wirkungsgrades bei gleichzeitiger Gewichtseinsparung um über 15 % durch die Optimierung der Sandwichplatte möglich. Das theoretisch realisierbare Paneel würde das Leistungsgewicht problemlos verdreifachen.

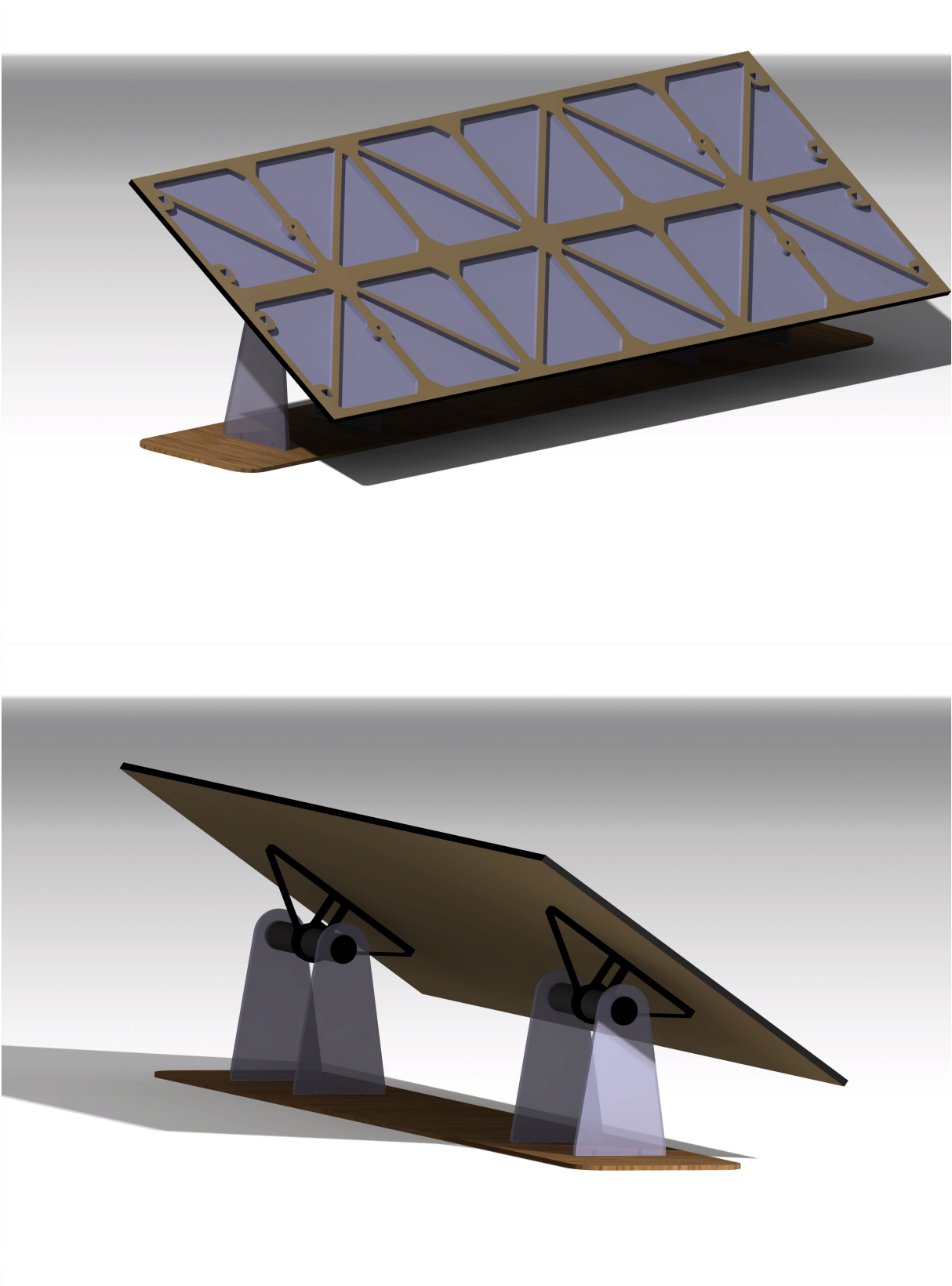
10 Quellenverzeichnis

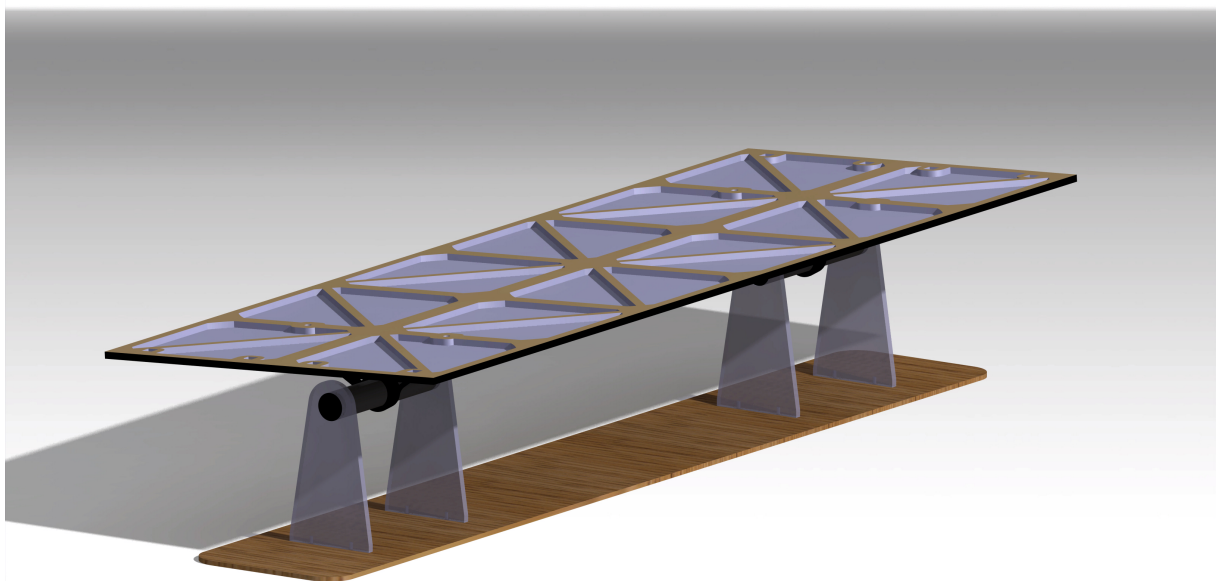
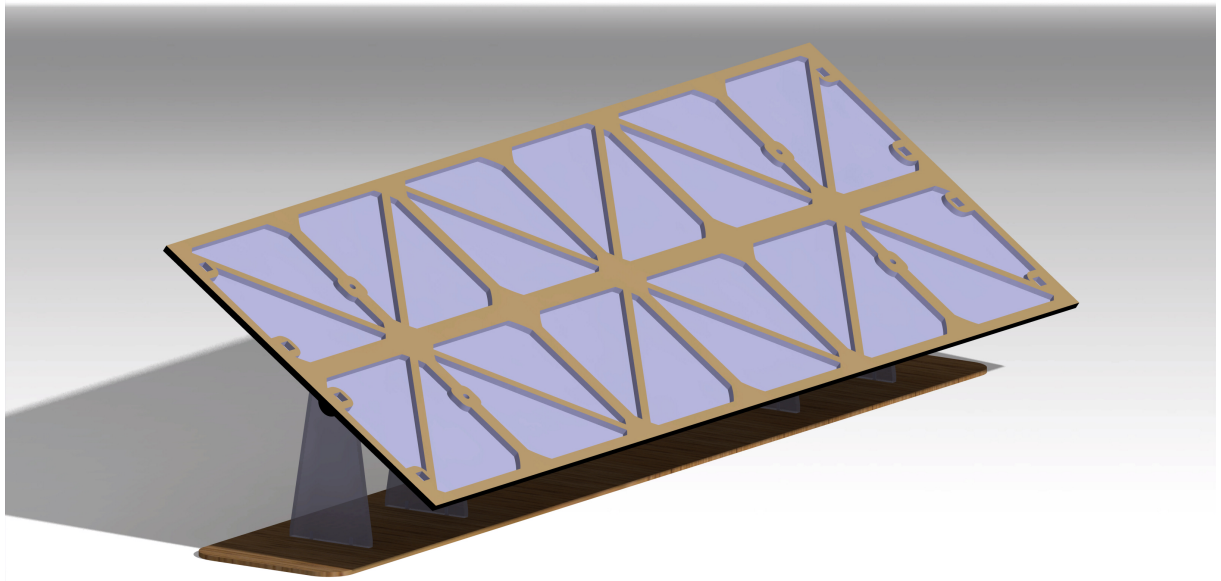
- [Bar06] Kathy Barker. *Das Cold spring Harbor Laborhandbuch für Einsteiger*. Elsevier GmbH München, 2006.
- [Buc15] Uwe Buchtmann. Sunrise i. http://www.solarflugzeuge.de/unbemannt_sunrise_i.html, 2015. [Online: 23. Februar 2015].
- [Bue15] Juan Toribio Bueso. Cigs weight. E-Mail, 2015.
- [Car15] Cardinal. Klebeband-abc. "<http://www.cardinal-tapes.de/>, 2015. [Online: 22. Mai 2015].
- [Dlr01] Dlr. *Ausliegende Arbeitsanweisung für den Autoklaven*. Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2001.
- [Ehr92] GW Ehrenstein. *Faserverbundkunststoffe-werkstoffe. Verarbeitung, Eigenschaften München, Wien: Hanser, 1992*.
- [Ehr06] Prof. Dr.-Ing. Dr. Gottfried W. Ehrenstein. *Faserverbund-Kunststoffe: Werkstoffe - Verarbeitung - Eigenschaften*. Hanser Verlag, 2006.
- [Han15] Michael Hanke. *Wärmeausdehnungskoeffizient*. Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, 2015. E-Mail im Anhang.
- [Hay11] William M. Haynes. *CRC Handbook of Chemistry and Physics*. CRC Press, Boca Raton FL, 2011.
- [Heg15] Dipl.-Ing. Thomas Hegger. Tageslicht grundlagen: Was ist licht. http://www.fv1r.de/tag_wasistlicht.htm, 2015. [Online: 13. Mai 2015].
- [Hep11] Martin Hepperle. *Symposium für Segelflugzeugentwicklung*. Vieweg+Teubner Verlag, Gersfeld/ Wasserkuppe, 17.-18.11.2011.
- [Kei00] Dr.-Ing. Bernhard Keidel. *Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen*. Dissertation Technische Universität München, 2000.
- [Kon06] Panos Konstantin. *Praxisbuch Energiewirtschaft*. Springer Vieweg, 2006.
- [Kon09] F. Konrad. *Planung von Photovoltaik-Anlagen: Grundlagen und Projektierung*. Vieweg+Teubner Verlag, 2009.
- [Mei13] D. Meissner. *Solarzellen: Physikalische Grundlagen und Anwendungen in der Photovoltaik*. Vieweg+Teubner Verlag, 2013.

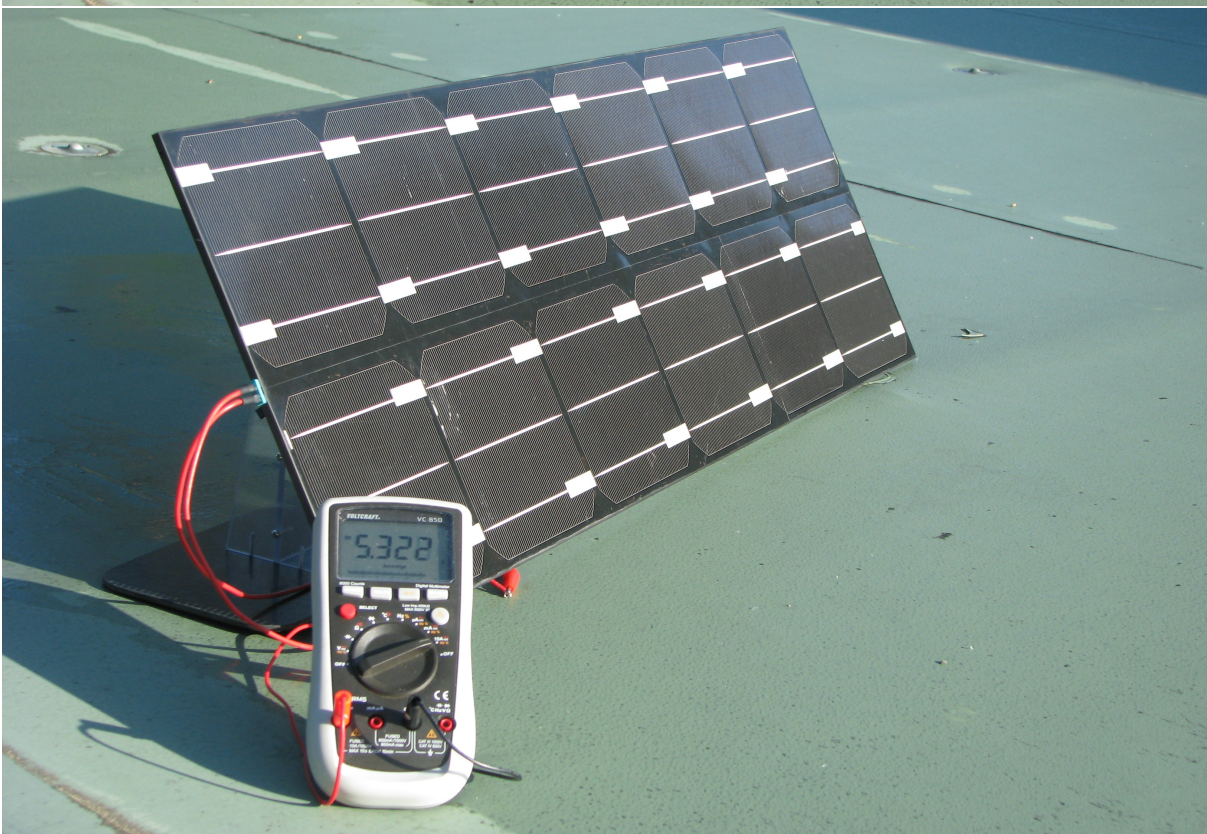
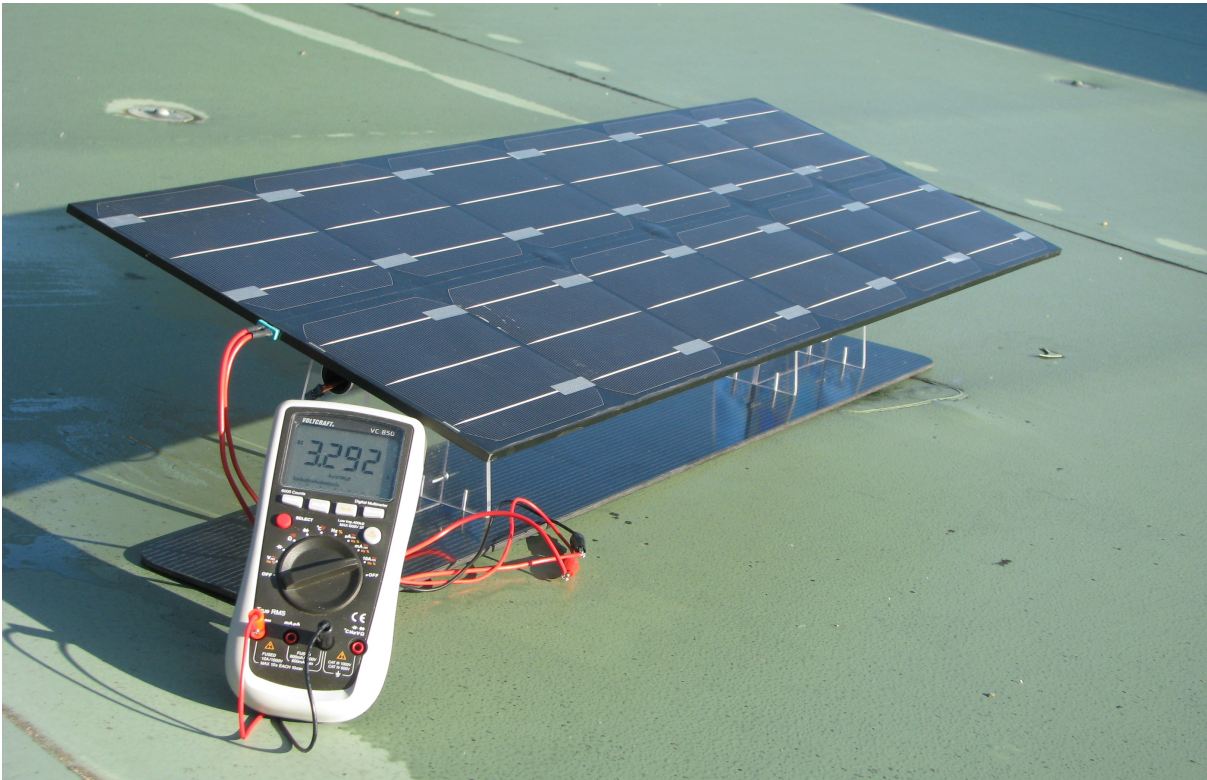
- [Nas15] Nasa. Helios. <http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/ResearchUpdate/Helios/index.html>, 2015. [Online: 23. Februar 2015].
- [NSE08] Andre Noth, R Siegwart, and W Engel. *Design of solar powered airplanes for continuous flight*. PhD thesis, ETH, 2008.
- [Qua13] Volker Quaschnig. *Regenerative Energiesysteme*. Hanser Verlag, 2013.
- [RG09] S. Roberts and N. Guariento. *Gebäudeintegrierte Photovoltaik: Ein Handbuch*. Birkhäuser, 2009.
- [San13] Martin Sander. *Systematische Untersuchung von Rissen in verkapselten Solarzellen bei thermischer und mechanischer Belastung*. Fraunhofer CSP, 25. November 2013.
- [Sch54] Werner Schulz. *Tabellen für die Normatmosphäre INA nach DIN 5450 bis 20 km Höhe*. Dt. Forschungsanstalt für Luftfahrt, 1954.
- [Sch15] Julian Schüren. Sunware solartechnik. <https://www.sunware.de/sunware/technik/systeme>, 2015. [Online: 23. Februar 2015].
- [Sta91] A Starlinger. *Development of Efficient Finite Shell Elements for Analysis of Sandwich Structures under Large Instabilities*. VDI-Verlag GmbH, 1991.
- [The00] E. Theiß. *Beleuchtungstechnik: neue Technologien der Innen- und Außenbeleuchtung*. Gebäudetechnik / Gebäudetechnik. Oldenbourg-Industrieverl., 2000.

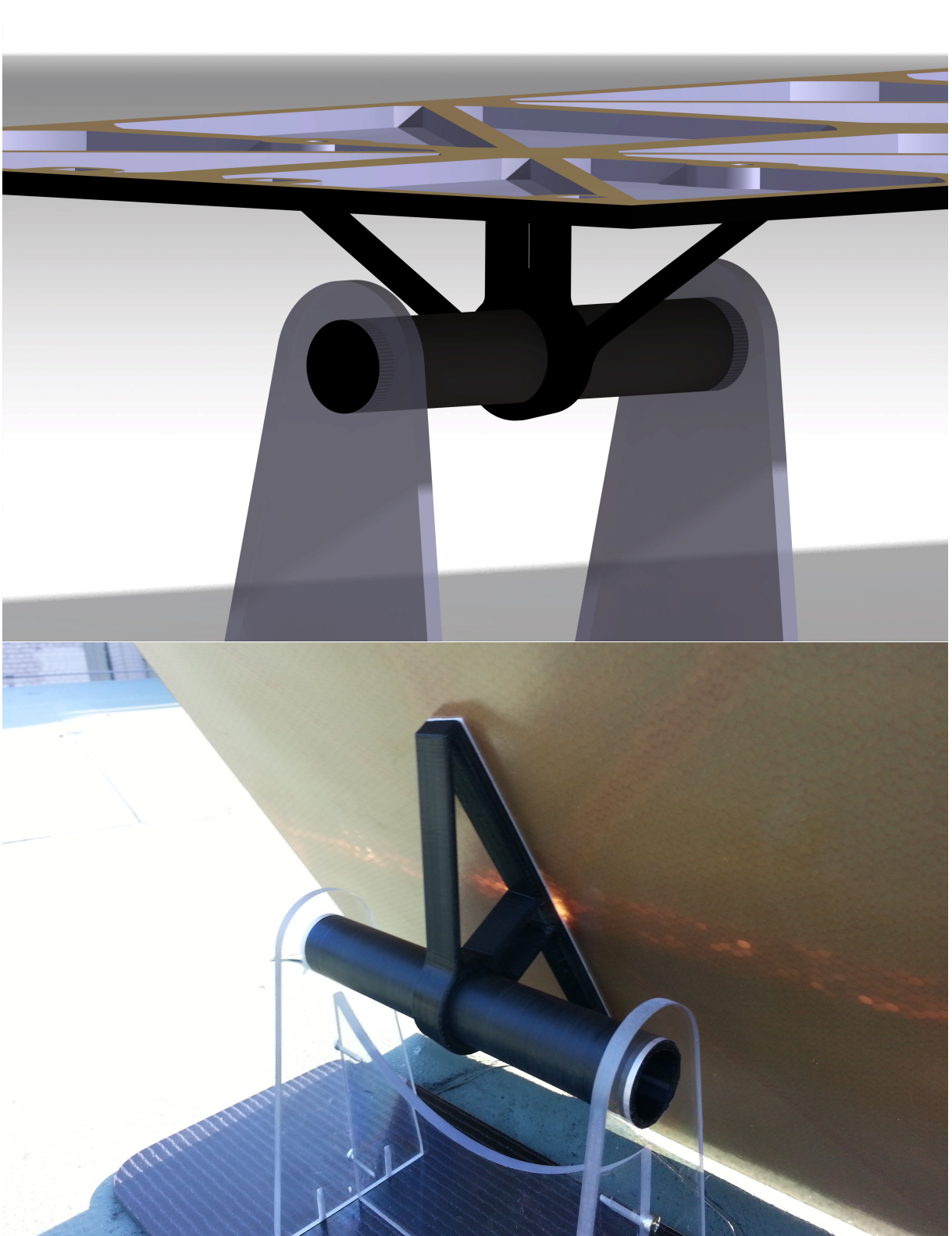
Anhang


Neben einigen Bildern von der Auslegung des Demonstrator, befinden sich im Anhang alle Datenblätter der verwendeten Produkte. Um die verschiedenen Aufbauten, während der Autoklav Versuchen zu verdeutlichen, werden die Life Data Sheets angefügt.









HIGH PERFORMANCE	DATASHEET	TG18.5 BR	

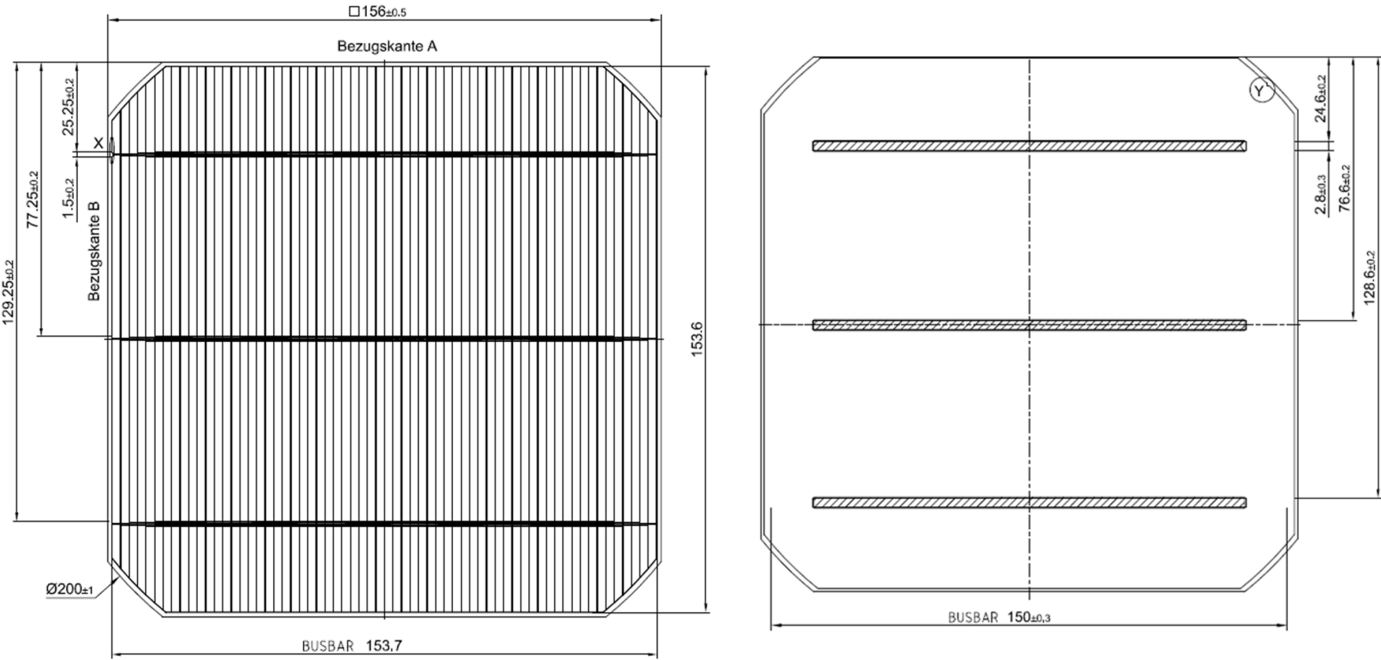
Monocrystalline Silicon Solar Cell

TG18.5 BR (D200, 156mm x 156mm)



OVERVIEW	
Product	Monocrystalline P-Type Silicon Solar Cell
Format ; Diameter	156 mm x 156 mm; 200 mm
Description:	High performance and premium optical quality and appearance cell, suitable for all applications including BIPV. (Efficiency 17.5% - 18.39%).
Electrical contacts	Front side: grid; 3 busbars Back side: 3 busbars

CELL LAYOUT



- bSolar GmbH

○ Niederlassung Heilbronn, Theresienstraße 2, 74072 Heilbronn, (Tel)+49(0)7131-673353, (Fax)+49(0)7131-672233

bSolar Ltd.

○ 21 Havaad Haleumi st., Jerusalem 91160, Israel, (Phone/Fax): +972-74-7024797

CHEMTRONICS®

Technical Data Sheet

TDS # CW2400

CircuitWorks® Conductive Epoxy

PRODUCT DESCRIPTION

CircuitWorks® Conductive Epoxy is a two part, silver epoxy used in prototype, repair and general conductive bonding applications. CW2400 features strong mechanical bonds, excellent electrical conductivity, and quick room temperature curing. CircuitWorks® Conductive Epoxy bonds aggressively to a wide variety of materials.

- Two-component product
- Simple mixing ratios
- Excellent electrical conductivity
- Fast curing
- High strength bond
- Bonds dissimilar surfaces
- Operating temperature range from
- -91°C (-131°F) to 100°C (212°F)

TYPICAL APPLICATIONS

CircuitWorks® Conductive Epoxy may be used for electronics applications including:

- Conductive Bonds Between Heat Sensitive Components
- Solderless Surface Mount Connections
- Circuit Board Trace Repair
- Static Discharge and Grounding
- Solder Repair
- Conductive Structural Adhesions

TYPICAL PRODUCT DATA AND PHYSICAL PROPERTIES

Composition

Material	Part A Part B	Epoxy Hardener
Color	Part A Part B	Bright Silver Gray Silver
Specific Gravity (Parts A & B Mixed)		2.85

Cured Compound

Volume Resistivity	<0.001 ohm-cm
Thermal Conductivity	11 BTU-in/ft ² -hr-°F
Operating Temperature Range	-131 to 212°F (-91 to 100°C)
Lap Shear (ASTM D-1002)	>1200 lbs/in
Shore Hardness	>70
Dropping Point (ASTM D-2266)	None @ 650°F (343°C)
Adhesion	Excellent
Cured Flexibility	Excellent
Chemical Resistance	Excellent
Moisture Resistance	Good
Typical Thickness	5 mil

Shelflife 12 months
Store at temperatures below 120° F

3M

Abschirmband

Nr. 1245

Technische Information

Produktbeschreibung Das 3M Abschirmband Nr. 1245 besteht aus einer geprägten Kupferfolie als Trägermaterial mit einem nicht leitfähigen Acryklebstoff

Besondere Merkmale

- flammenhemmend nach UL
- auch als Stanzteil lieferbar
- Acryklebstoff resistent gegen Lösungsmittel

Anwendung

- Ableitung statischer Aufladung
- Abschirmung elektromagnetischer Felder

Technische Daten (nach ASTM D 1000)	<u>Prüfung</u>	<u>Dimension</u>	<u>Wert</u>
	Farbe		kupfer
	Dicke	mm	0,10
	Reisskraft	N/10 mm	44
	Klebevermögen (Abziehkraft von der Platte)	N/10 mm	3,8
	Durchgangswiderstand (nach MIL-STD-202)	ohm	0,001

Alle Werte verstehen sich als Durchschnittswerte.

Lagerung Gute Stabilität bei trockener und kühler Lagerung (Raumtemperatur und ca. 50% rel. Luftfeuchtigkeit)

Lieferung 16,5 m-Rollen auf 76 mm-Kern
Standard-Bandbreiten: 6, 9, 12, 15, 25 mm, laminiert auf Schutzpapier
Sonderbreiten und -längen sowie Stanzteile auf Anfrage

Die vorstehenden Angaben stellen unsere gegenwärtigen Erfahrungswerte dar. Prüfen Sie bitte selbst vor Verwendung unseres Produktes, ob es sich auch im Hinblick auf mögliche anwendungswirksame Einflüsse für den von Ihnen vorgesehenen Verwendungszweck eignet. Alle Fragen einer Gewährleistung und Haftung für dieses Produkt regeln sich nach unseren jeweils gültigen Verkaufsbedingungen, sofern nicht gesetzliche Vorschriften etwas anderes vorsehen.

TAPE	TRÄGERMATERIAL	KLEBERBASIS	GESAMTDICKE (mm)	DURCHGANGS- WIDERSTAND (Ohm)	REISSKRAFT (N/10mm)	ABZUGSKRAFT VON DER PLATTE (N/10mm)	ANMERKUNGEN
1170	Aluminium	Acryl, leitfähig	0,081	0,01	35	3,8	Aluminiumband für allgemeine Abschirmung/ stanbar
1181	Kupfer	Acryl, leitfähig	0,066	0,005	44	3,8	Kupferband für allgemeine Abschirmung/ Erdung / stanbar
1182	Kupfer	Acryl, leitfähig	0,088	0,01	44	3,8	Beidseitig mit leitfähigem Klebstoff beschichtet/ stanbar
1183	Verzinntes Kupfer	Acryl, leitfähig	0,066	0,005	44	3,8	Widerstandsfähig gegen Oxidation bei Langzeit EMI-Abschirmungen in Freiluft/ stanbar/ gute Lötbarkeit
1190	Kupferbeschichtetes Polyestergewebe	Acryl, leitfähig	0,127 - 0,152	0,005	106	2,7	Metalbeschichtetes Gewebe: sehr leicht, anschlussfähig, hohe mechanische Festigkeit
1194	Kupfer	Acryl	0,076	N/A	44	4,4	Kupferband für allgemeine Abschirmungen, nicht-leitfähiger Klebstoff/ stanbar
1245	Geprägtes Kupfer	Acryl	0,101	0,001	44	3,8	Leitfähigkeit durch Prägekanten, direkter Metall zu Untergrund Kontakt/ stanbar
1267	Geprägtes Aluminium	Acryl	0,127	0,005	35	3,8	Leitfähigkeit durch Prägekanten, direkter Metall zu Untergrund Kontakt/ stanbar
1345	Geprägtes, verzinntes Kupfer	Acryl	0,101	0,001	44	3,9	Leitfähigkeit durch Prägekanten. Widerstandsfähig gegen Oxidation bei Langzeit EMI Abschirmungen/ stanbar/ gute Lötbarkeit



Diese Anwendungstabelle zeigt lediglich einige typische
Anwendungen. Weitere Anwendungsunterstützung
erfordern Sie bitte bei 3M oder deren Fachhändlern.

3M

1345 Tape

Embossed Tin-Plated Copper Foil Data Sheet

Product Description

3M™ 1345 Tape consists of an embossed 1-ounce deadsoft tin-plated copper foil backing and an aggressive pressure-sensitive acrylic adhesive. The edges of the embossed pattern pressed into the foil cut through the adhesive layer to establish reliable metal-to-metal contact between the backing and the application substrate.

- Embossed deadsoft 1-ounce tin-plated copper foil backing
- Conductivity “through the adhesive”
- Supplied on a removable liner for easy handling and diecutting

Like all 3M shielding tapes, 3M 1345 is available in standard and custom widths and lengths. Standard length is 18 yards.

- Widths from 1/4” to 23”
- Longer lengths up to several times normal length, dependent upon width. Check with Customer Service.

Applications

3M 1345 Tape is typically used for applications requiring excellent electrical conductivity from the application substrate through the adhesive to the foil backing. Common uses include grounding and EMI shielding in equipment, components, shielded rooms, etc. The tin plating on the copper foil backing facilitates soldering and improves resistance to oxidation and discoloration.

Shielding Effectiveness

Many factors determine the true shielding effectiveness of a shielding tape, including type and thickness of foil, adhesive type, intimacy of contact, smoothness of application surface, strength and frequency of the EMI signal, etc. However, using standard tests and fixtures, it is possible to determine a value for the attenuation.

For 3M 1345 Tape, typical shielding effectiveness (far field) is in the range of 75dB to 95dB (30 MHz to 1 GHz).

Properties

Typical Values

Backing thickness ¹	1.4 mil (0,04mm)
Total thickness (backing plus adhesive)	4.0 mil (.101mm)
Breaking strength ¹	25 lb./in (44 N/10mm)
Adhesion to steel ¹	45 oz/in (4.9 N/10mm)
Electrical resistance through adhesive ²	0.001 ohm
Flame retardancy ³	Pass

* Footnote: 1. Test method ASTM D 1000

2. MIL-STD-202 Method 307 maintained at 5 psi (3,4 N/cm²) measured over 1 in² surface area. The edges of the embossing pattern in the foil backing penetrate through the nonconductive adhesive to make metal-to-metal contact with the application substrate.

3. UL-recognized for flame retardancy per UL 510, Product Category 0ANZ2, File E17385.



Technisches Datenblatt

SR 1710 Injection

**Strukturelles Epoxy System für Infusion / Injektion
Resin Transfer Moulding (RTM)**



Beschreibung

2-komponentiges Epoxysystem, speziell für „Resin Transfer Moulding“- Prozesse (= RTM d.h. Infusion, Injektion...) entwickelt. Dieses System besitzt eine sehr geringe Viskosität und zur Produktion großer Bauteile einen Härter mit sehr geringer Reaktivität.

SR 1710 hat sehr hohe mechanische Eigenschaften, besonders die interlaminare Scherkraft betreffend. Exzellente Wahrung der mechanischen Eigenschaften in nasser Umgebung. Temperaturbeständigkeit: Tg1 max = 100°C

Eigenschaften

	SR 1710i	SD 8822	SD 8824
		langsam	standard
Erscheinung	flüssig	flüssig	flüssig
Farbe	gelb	farblos bis hellgelb	farblos bis hellgelb
Viskosität [mPa·s]			
bei 15°C	3250 ± 300	27 ± 5	7 ± 2
bei 20 °C	1700 ± 200	20 ± 5	6 ± 2
bei 25 °C	950 ± 100	16 ± 5	5 ± 2
bei 30°C	580 ± 100	13 ± 5	4 ± 2
bei 40°C	240 ± 50	9 ± 5	3 ± 1
Dichte [g/cm ³]			
bei 20 °C	1.15 ± 0.01	0.937 ± 0.01	0.944 ± 0.01
Lagerung			
bei 25-30°C	6 Monate		
bei 10-20+°C	12 Monate		

Mischung SR 1710 inj / SD 882x

	SD 8822	SD 8824
Viskosität [mPa·s]		
bei 20 °C	500 ± 50	290 ± 30
bei 25 °C	360 ± 30	130 ± 20
Mischverhältnis		
nach Gewicht	100 : 35	100 : 23
nach Volumen	100 : 43	100 : 28

Reaktivität der Mischung SR 1710 inj / SD 882x

	SD 8822	SD 8824
Exothermische Temperatur (°C) bei einer 500g Mischung		
bei 20°C	102	> 215
bei 25°C	190	> 215
Zeit bis zum Erreichen der Exothermie bei einer 500g Mischung		
bei 20°C	11h	2h40'
bei 25°C	5h	1h20'
Zeit bis zum Erreichen von 50 °C einer 500g Mischung		
bei 20°C	10h	2h30'
bei 25 °C	3h50'	1h10'

Härtung

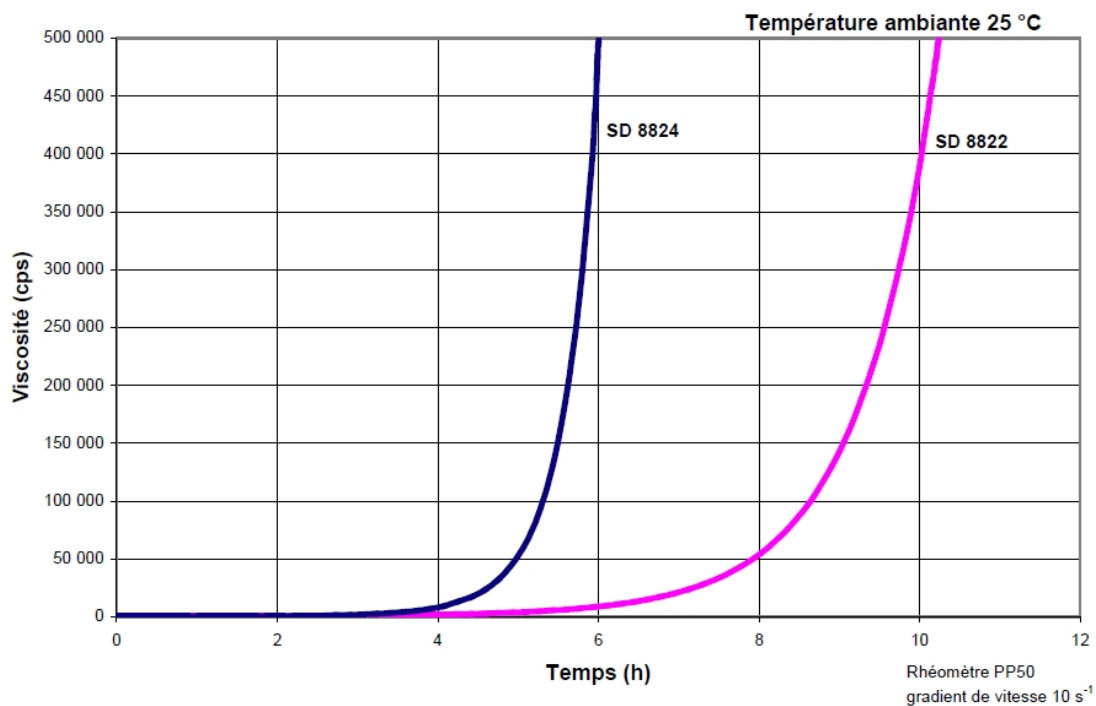
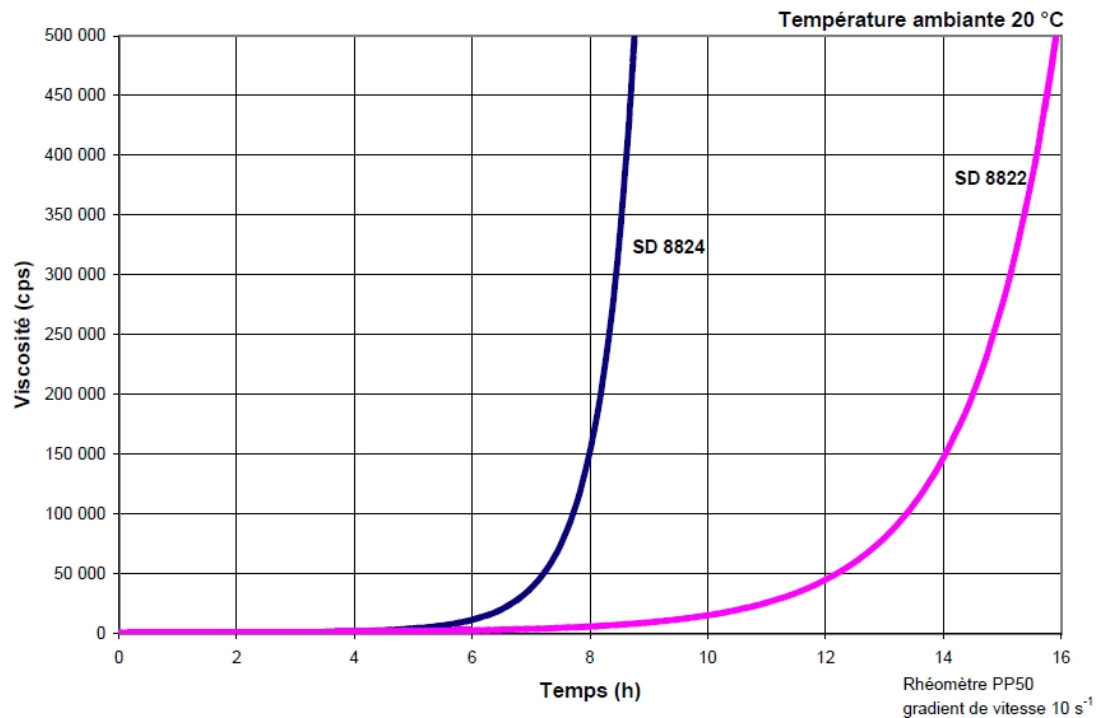
	SD 8822	SD 8824
Aushärtezeit @ 20°C vor Nachtemperatur ¹⁾ *	20h	6h
Minimum Nachtemper-Zyklus	20h @ 50°C	24h @ 40°C
Empfohlener Nachtemperungs-Zyklus	16h @ 60°C	8h @ 60°C

¹⁾ sollte besonders bei dickeren Laminaten (> 3 mm) beachtet werden. Dies verringert das Risiko exothermischer Reaktion.

Andere Möglichkeiten

SR 1710 inj / SD 7820 : für höhere thermische Resistenz
100 g / 36g, T_{g1}max = 130 °C

Reaktivität – Verlauf der Viskosität bei einem Film vom 1 mm Dicke



Mechanische Eigenschaften eines unverstärkten Harz / Härter Gemisches

Harz	SR 1710i	SR 1710i	SR 1710i	SR 1710i	SR 1710i	SR 1710i	SR 1710i
Härter	SD 8822	SD 8822	SD 8822	SD 8824	SD 8824	SD 8824	SD 8824
Härtungszyklus	24h@UT 24h@40°C	24h@UT 16h@60°C	24h@UT 4h@80°C	24h@UT 24h@40°C	24h@UT 8h@60°C	24h@UT 16h@60°C	24h@UT 4h@80°C
Zugfestigkeit							
Elastizitätsmodul [N/mm ²]	3650	3680	3070	3430	3460	3050	2890
Max. Zugfestigkeit [N/mm ²]	70	85	76	78	88	85	79
Bruchspannung [N/mm ²]	70	85	68	77	86	84	78
Max. Dehnung [%]	2.2	3.1	5.1	2.8	4.6	4.8	5
Bruchdehnung [%]	2.2	3.1	7	3	4.6	5.3	5.7
Biegung / Flexibilität							
Elastizitätsmodul [N/mm ²]	3740	3720	3420	3390	3390	3350	3140
Max. Biegefestigkeit [N/mm ²]	115	136	125	127	135	129	126
Max. Dehnung [%]	3.5	5.2	5.4	5	5.8	5.7	6.5
Bruchdehnung [%]	3.5	7.3	10.3	6.8	7.6	8.3	8.9
Druck							
Druckfestigkeit [N/mm ²]							
Offset compressive yield [%]							
Schlagzähigkeit / Charpy [kJ/m ²]	17	25	16	13	17	22	20
Glasübergangstemperatur / DSC							
Tg1 [°C]	67	87	80	67	81	84	88
Tg1 _{max} [°C]			101				96

Probekörper wurden aus reinem Harz zwischen Stahlplatten gegossen, ohne vorhergehende Entgasung.

Alle Messungen wurden nach den gängigen AFNOR Normen vorgenommen:

Zug: NF T 51-034

Schlag (Choc Charpy): NF T 51-035

Glasübergangstemperatur DSC: Tg1: 1st point à 10°C / mn, Tg 1 max.: 2nd passage 180°

Mechanische Eigenschaften eines Laminates, basierend auf SR 1710 Harz

Harz	SR 1710i	SR 1710i	SR 1710i
Härter	SD 8822	SD 8824	SD 8824
Härtungszyklus	24h@UT	24h@UT	24h@UT
	16h@60°C	16h@60°C	24h@40°C
Laminat			
Verstärkung	3300	3300	3300
Anzahl der Lagen	15	15	15
Glassanteil Verhältnis nach Gewicht (Wf)	73	75	75
Biegung			
Elastizitätsmodul [N/mm ²]	25700	30000	28500
Max. Biegefestigkeit [N/mm ²]	690	778	745
Max. Dehnung bei max. Belastung [%]	3.2	3.2	3.3
Scherfestigkeit			
Shear stress [N/mm ²]	63	61	61
Schlagzähigkeit / Charpy Test [KJ/m ²]			
	210	222	223
Wasseraufnahme [%Gewicht]			
	+ 0.17	+ 0.15	+ 0.13
Glassübergangstemperatur			
T _{g 1} [°C]	83	87	71
T _{g 1 max} [°C]	96	95	

Alle Messungen wurden nach den gängigen AFNOR Normen vorgenommen:

Gegossene Harzmischung

Zug: NF T51-034

Biegung: NF T51-001

Druck: NF T 51-101

Schlag (Choc Charpy): NF T51-501

Glasübergangstemperatur: DSC T_{g 1} = 1° pt @ 10°C / mn

Laminat:

Zug NF T57-105

Schlag (Choc Charpy): NF T57-108

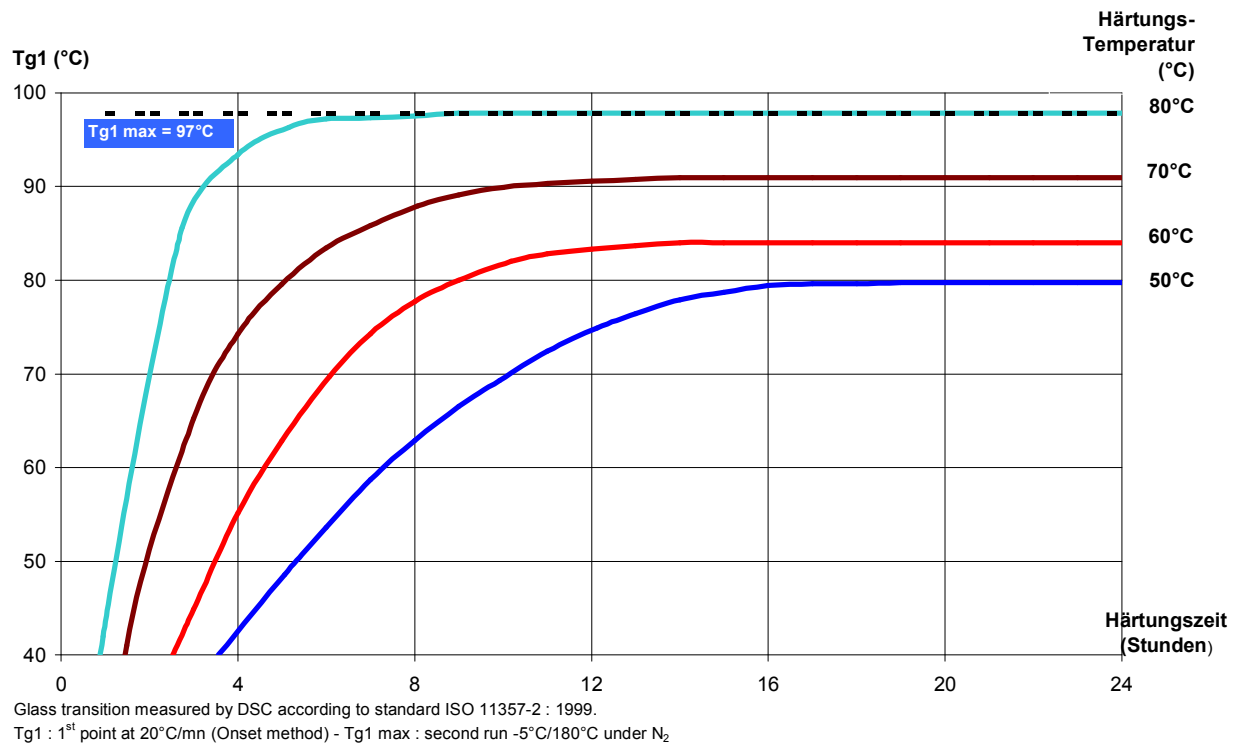
Scherfestigkeit 3-Punkt-Zug: NF T 57-104

Wasser-Aufnahme Intern: Polymerisation nach folgendem Zyklus: wiegen, 48 Std. in destilliertem Wasser bei 70 °C, erneutes wiegen 1 Std. nach Entnahme aus Wasser, Trocknung 24 Std. / 40°C, erneutes wiegen, mechanische Tests mit 10 Probestücken.

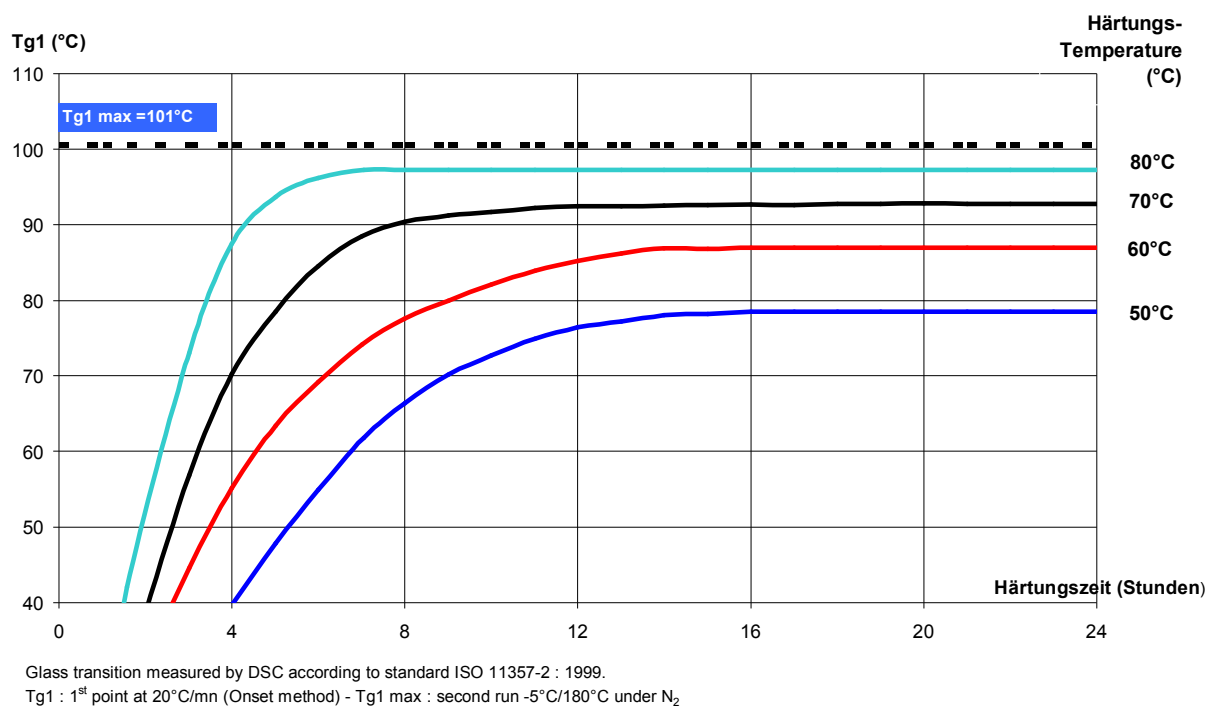
Glasübergang DSC T_{g 1} = 1° pt @ 10°C / mn

Verstärkung 3300 Köper 2/2 E Glas, Gewicht 300 g/m²

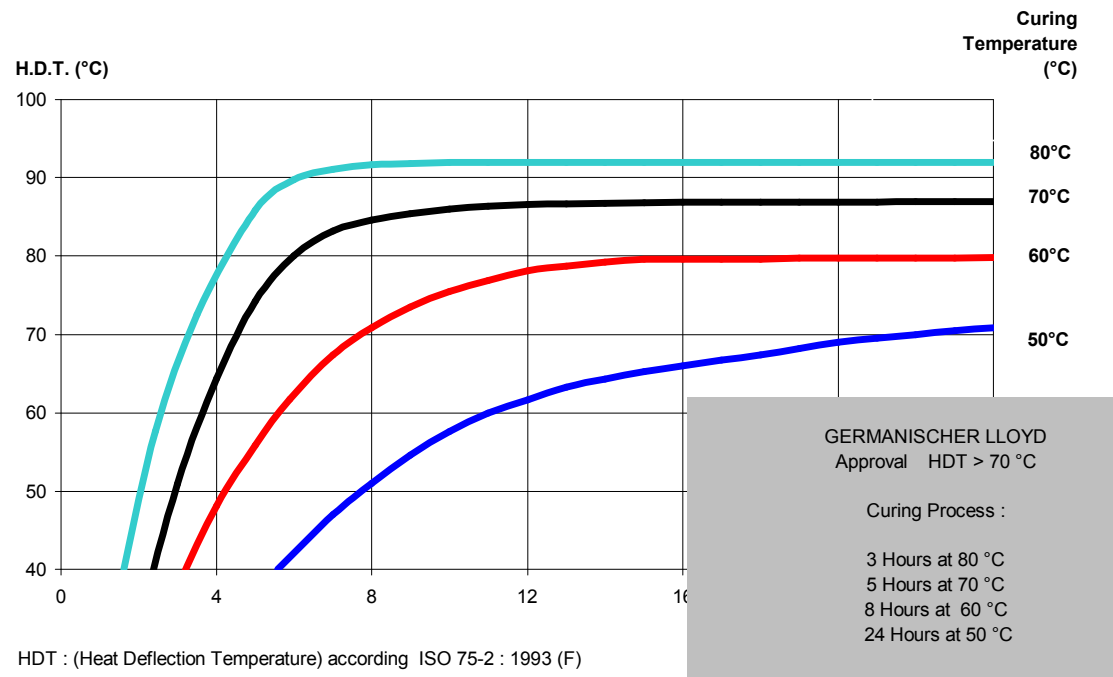
Glasübergang (Tg1) Verhältnis von Härtungstemperatur / Zeit (SD 8824)



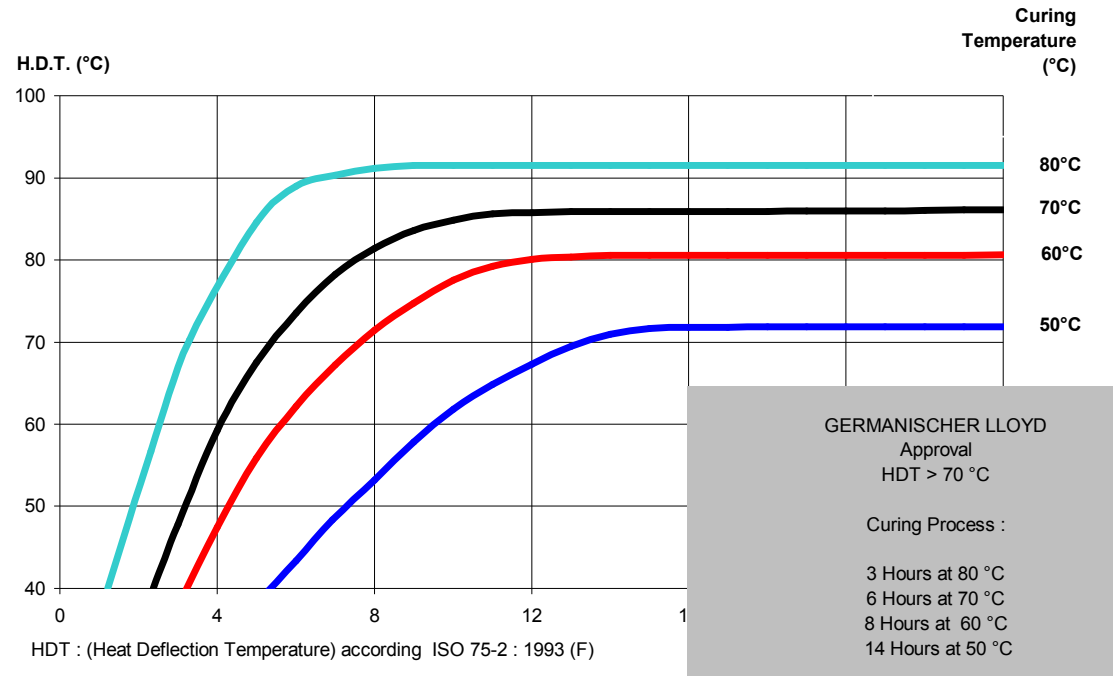
Glasübergang (Tg1) Verhältnis von Härtungstemperatur / Zeit (SD 8824)



HDT-Kurve SR 1710i / SD 8822



HDT-Kurve SR 1710i / SD 8824



Gebindegrössen

in kg	SR 1710i	SD 8822	SD 8824
	224	8 x 9.8 oder 3 x 26.2	8 x 6.44 oder 2 x 25.8
	28	9.8	6.44
	12	4.2	2.76
	5	1.75	1.15
	2	0.7	0.46

Toxizität / Gefahrhinweise

SR 1710i



Xi: reizend
N: Umweltgefährdend

UN 3082

R36/38
R 43
R51/53

Reizt die Augen und die Haut.
Sensibilisierung durch Hautkontakt möglich.
Giftig für Wasserorganismen, kann in Gewässern längerfristig schädliche Wirkungen haben.

S 28
S 37/39
S 61

Bei Berührung mit der Haut sofort abwaschen mit viel Seife und Wasser.
Bei der Arbeit geeignete Schutzhandschuhe und Schutzbrille/Gesichtsschutz tragen.
Freisetzung in die Umwelt vermeiden. Besondere Anweisungen einholen/Sicherheitsdatenblatt zu Rate ziehen.

SD 2705



C: ätzend

UN 2735

R 21/22
R 34
R 43

Gesundheitsschädlich bei Berührung mit der Haut und beim Verschlucken.
Verursacht Verätzungen.
Sensibilisierung durch Hautkontakt möglich.

S 22
S 26
S 28

Staub nicht einatmen.
Bei Berührung mit den Augen gründlich mit Wasser abspülen und Arzt konsultieren.
Bei Berührung mit der Haut sofort abwaschen mit viel Wasser und Seife.

Composite Solutions AG
Freiburgstrasse 251
CH-3018 Bern

Telefon +41 31 688 40 40
Telefax +41 31 688 40 41
info@compositesolutions.ch
www.compositesolutions.ch

Bitte beachten Sie: Gültig bei allen von uns und durch SICOMIN EPOXY SYSTEMS zu Verfügung gestellten Informationen, seien es mündliche oder schriftliche Informationen, die nach bestem Wissen und Gewissen erstellt wurden, können wir für die Richtigkeit keine Verantwortung übernehmen. Darum weisen wir unsere Kunden darauf hin, dass sie sich als Verwender der SICOMIN-Produkte und Systeme unbedingt selbst von der Anwendbarkeit bei oder besser **vor** Anwendung überzeugen müssen und dass die Verwendung ausschliesslich Ihrer Verantwortlichkeit unterliegt. Sollten von unserer oder von Herstellerseite her dennoch berechnete Ansprüche erfüllt werden, so bezieht sich deren Erfüllung lediglich auf den Wert der gelieferten und von Ihnen verwendeten Produkte. Der Hersteller garantiert die ständige Qualitätskontrolle laut seinen allgemeinen Geschäfts- und Lieferbedingungen.

V3 12.06.2008 17:55

Advanced Materials

Structural Composites



MATRIX SYSTEMS FOR INDUSTRIAL COMPOSITES

DATA SHEET

Warm to hot curing epoxy system based on Araldite® LY 564* / Aradur® 22962*

Araldite LY 564 is a low viscosity epoxy resin
Aradur 22962 is a cycloaliphatic polyamine

Applications	<ul style="list-style-type: none">• Industrial composites• Structural composites																																			
Properties	Amine-cured laminating system showing excellent flexibility and high reactivity.																																			
Processing	<ul style="list-style-type: none">• Wet lay-up• Filament Winding• Pressure Moulding• Resin Transfer Moulding (RTM)• Pultrusion																																			
Key data	<div>Araldite LY 564<table><tr><td>Aspect (visual)</td><td>clear liquid</td><td></td></tr><tr><td>Colour (Gardner, ISO 4630)</td><td>1 -2</td><td></td></tr><tr><td>Viscosity at 25 °C (ISO 12058-1)</td><td>1200 - 1400</td><td>[mPa s]</td></tr><tr><td>Density at 25 °C (ISO 1675)</td><td>1.10 - 1.20</td><td>[g/cm³]</td></tr><tr><td>Flash point (ISO 2719)</td><td>185</td><td>[°C]</td></tr><tr><td>Storage temperature (see expiry date on original container)</td><td>2 - 40</td><td>[°C]</td></tr></table></div> <div>Aradur 22962<table><tr><td>Aspect (visual)</td><td>clear liquid</td><td></td></tr><tr><td>Viscosity at 25 °C (ISO 12058-1)</td><td>5 - 20</td><td>[mPa s]</td></tr><tr><td>Density at 25 °C (ISO 1675)</td><td>0.89 - 0.90</td><td>[g/cm³]</td></tr><tr><td>Flash point (ISO 2719)</td><td>≥ 110</td><td>[°C]</td></tr><tr><td>Storage temperature (see expiry date on original container)</td><td>2 - 40</td><td>[°C]</td></tr></table></div>			Aspect (visual)	clear liquid		Colour (Gardner, ISO 4630)	1 -2		Viscosity at 25 °C (ISO 12058-1)	1200 - 1400	[mPa s]	Density at 25 °C (ISO 1675)	1.10 - 1.20	[g/cm³]	Flash point (ISO 2719)	185	[°C]	Storage temperature (see expiry date on original container)	2 - 40	[°C]	Aspect (visual)	clear liquid		Viscosity at 25 °C (ISO 12058-1)	5 - 20	[mPa s]	Density at 25 °C (ISO 1675)	0.89 - 0.90	[g/cm³]	Flash point (ISO 2719)	≥ 110	[°C]	Storage temperature (see expiry date on original container)	2 - 40	[°C]
Aspect (visual)	clear liquid																																			
Colour (Gardner, ISO 4630)	1 -2																																			
Viscosity at 25 °C (ISO 12058-1)	1200 - 1400	[mPa s]																																		
Density at 25 °C (ISO 1675)	1.10 - 1.20	[g/cm³]																																		
Flash point (ISO 2719)	185	[°C]																																		
Storage temperature (see expiry date on original container)	2 - 40	[°C]																																		
Aspect (visual)	clear liquid																																			
Viscosity at 25 °C (ISO 12058-1)	5 - 20	[mPa s]																																		
Density at 25 °C (ISO 1675)	0.89 - 0.90	[g/cm³]																																		
Flash point (ISO 2719)	≥ 110	[°C]																																		
Storage temperature (see expiry date on original container)	2 - 40	[°C]																																		
Storage	Provided that Araldite LY 564 and Aradur 22962 are stored in a dry place in their original, properly closed containers at the above mentioned storage temperatures they will have the shelf lives indicated on the labels. Partly emptied containers should be closed immediately after use.																																			

* In addition to the brand name product denomination may show different appendices, which allows us to differentiate between our production sites:
e.g., BD = Germany, US = United States, IN = India, CI = China, etc.. These appendices are in use on packaging, transport and invoicing documents.
Generally the same specifications apply for all versions. Please address any additional need for clarification to the appropriate Huntsman contact

Processing data

Mix ratio	<i>Components</i>	<i>Parts by weight</i>	<i>Parts by volume</i>
	Araldite LY 564	100	100
	Aradur 22962	25	32
<p>We recommend that the components are weighed with an accurate balance to prevent mixing inaccuracies which can affect the properties of the matrix system. The components should be mixed thoroughly to ensure homogeneity. It is important that the side and the bottom of the vessel are incorporated into the mixing process.</p> <p>When processing large quantities of mixture the pot life will decrease due to exothermic reaction. It is advisable to divide large mixes into several smaller containers.</p>			
Initial mix viscosity	<i>[°C]</i>	<i>[mPa s]</i>	
(Hoeppler, ISO 12058-1B)	at 25	400-600	
	at 40	100-200	
Pot life	<i>[°C]</i>	<i>[min]</i>	
(Tecam, 100 ml, 65 % RH)	at 23	110 - 150	
Gel time	<i>[°C]</i>	<i>[min]</i>	
(Hot plate)	at 80	20 30	
	at 100	8 - 12	
	at 120	3 - 6	
	at 140	1.5 – 2.5	
	at 160	0.5 – 1.5	
The values shown are for small amounts of pure resin/hardener mix. In composite structures the gel time can differ significantly from the given values depending on the fibre content and the laminate thickness.			
Typical cure cycles	1 h 80 °C + 2 h 150 °C or 15 min 120°C + 2 h 150 °C		
The optimum cure cycle has to be determined case by case depending on the processing and the economic requirements.			


Properties of the cured, neat formulation

Glass transition temperature (IEC 1006, DSC, 10 K/min)	<i>Cure:</i>		<i>T_g [°C]</i>
	30 min 120 °C		108 - 115
	4 h 80 °C		100 - 110
	4 h 120 °C		120 - 128
	2 h 140 °C		125 - 135
	1 h 80 °C + 2 h 150 °C		128 - 138
Tensile test (ISO 527)	<i>Cure:</i>		<i>15 min 120 °C + 2 h 150 °C</i>
	Tensile strength	[MPa]	75 – 80
	Ultimate elongation	[%]	3.5 – 8.0
	Tensile modulus	[MPa]	2800 – 3300
Flexural test (ISO 178)	<i>Cure:</i>		<i>15 min 120 °C + 2 h 150 °C</i>
	Flexural strength	[MPa]	124 - 132
	Ultimate strength	[MPa]	120 - 135
	Ultimate elongation	[%]	9 - 11
	Flexural modulus	[MPa]	2700 - 2900
Fracture properties Bend notch test (PM 258-0/90)	<i>Cure:</i>		<i>15 min 120 °C + 2 h 150 °C</i>
	Fracture toughness K _{1C}	[MPa√m]	0.80 - 0.95
	Fracture energy G _{1C}	[J/m ²]	200 - 260
Water absorption (ISO 62)	<i>Immersion:</i>		<i>Cure:</i>
			<i>15 min 120 °C + 2 h 150 °C</i>
	4 days H ₂ O 23 °C	[%]	0.27 – 0.31
	10 days H ₂ O 23 °C	[%]	0.46 – 0.53

Properties of the cured, reinforced formulation

Interlaminar shear strength (ASTM D 2344)	Samples: 12 layers E-glass fabrics UD (425 g/m ²)		
	Laminate thickness = 3.1 - 3.25 mm		
	Fibre volume content: 59 - 63 %		
	Cure: 15 min 120 °C + 2 h 150 °C		
	Shear strength	[MPa]	60 - 66

Handling precautions	<p>Mandatory and recommended industrial hygiene procedures should be followed whenever our products are being handled and processed. For additional information please consult the corresponding product safety data sheets and the brochure "Hygienic precautions for handling plastics products".</p> <p>Personal hygiene</p> <p><i>Safety precautions at workplace</i></p> <table> <tr> <td>protective clothing</td><td>yes</td></tr> <tr> <td>gloves</td><td>essential</td></tr> <tr> <td>arm protectors</td><td>recommended when skin contact likely</td></tr> <tr> <td><u>goggles/safety glasses</u></td><td><u>yes</u></td></tr> </table> <p><i>Skin protection</i></p> <table> <tr> <td>before starting work</td><td>Apply barrier cream to exposed skin</td></tr> <tr> <td><u>after washing</u></td><td><u>Apply barrier or nourishing cream</u></td></tr> </table> <p><i>Cleansing of contaminated skin</i></p> <p>Dab off with absorbent paper, wash with warm water and alkali-free soap, then dry with disposable towels. Do not use solvents</p> <p><i>Disposal of spillage</i></p> <p>Soak up with sawdust or cotton waste and deposit in plastic-lined bin</p> <p><i>Ventilation</i></p> <table> <tr> <td>of workshop</td><td>Renew air 3 to 5 times an hour</td></tr> <tr> <td>of workplaces</td><td>Exhaust fans. Operatives should avoid inhaling vapours</td></tr> </table>	protective clothing	yes	gloves	essential	arm protectors	recommended when skin contact likely	<u>goggles/safety glasses</u>	<u>yes</u>	before starting work	Apply barrier cream to exposed skin	<u>after washing</u>	<u>Apply barrier or nourishing cream</u>	of workshop	Renew air 3 to 5 times an hour	of workplaces	Exhaust fans. Operatives should avoid inhaling vapours
protective clothing	yes																
gloves	essential																
arm protectors	recommended when skin contact likely																
<u>goggles/safety glasses</u>	<u>yes</u>																
before starting work	Apply barrier cream to exposed skin																
<u>after washing</u>	<u>Apply barrier or nourishing cream</u>																
of workshop	Renew air 3 to 5 times an hour																
of workplaces	Exhaust fans. Operatives should avoid inhaling vapours																
First aid	<p>Contamination of the eyes by resin, hardener or mix should be treated immediately by flushing with clean, running water for 10 to 15 minutes. A doctor should then be consulted.</p> <p>Material smeared or splashed on the <i>skin</i> should be dabbed off, and the contaminated area then washed and treated with a cleansing cream (see above). A doctor should be consulted in the event of severe irritation or burns. Contaminated clothing should be changed immediately.</p> <p>Anyone taken ill after <i>inhaling</i> vapours should be moved out of doors immediately. In all cases of doubt call for medical assistance.</p>																
Note	<p>Araldite® and Aradur® are registered trademarks of Huntsman LLC or an affiliate thereof in one or more countries, but not all countries.</p>																

<p>Huntsman LLC ®Registered trademark</p> 	<p>IMPORTANT: The following supersedes Buyer's documents. SELLER MAKES NO REPRESENTATION OR WARRANTY, EXPRESS OR IMPLIED, INCLUDING OF MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE. No statements herein are to be construed as inducements to infringe any relevant patent. Under no circumstances shall Seller be liable for incidental, consequential or indirect damages for alleged negligence, breach of warranty, strict liability, tort or contract arising in connection with the product(s). Buyer's sole remedy and Seller's sole liability for any claims shall be Buyer's purchase price. Data and results are based on controlled or lab work and must be confirmed by Buyer by testing for its intended conditions of use. The product(s) has not been tested for, and is therefore not recommended for, uses for which prolonged contact with mucous membranes, abraded skin, or blood is intended; or for uses for which implantation within the human body is intended.</p>
--	---

Life Data Sheet

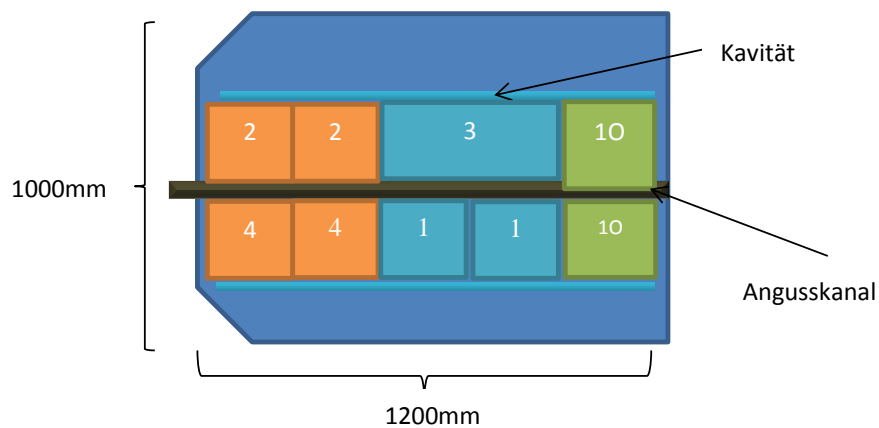
Projekt: HoPla	
Bauteil-Nr.: HoPla_01	Datum: 02.03.15
Philip Zimmermann: 3553 Betreuer: Michael Hanke/Sarah Froese	Material: 140g/m ² Glasgewebeband S320 Araldite LY564 + 22969 10 Solarzelle(125SZ156) Teflon Abreißgewebe Siegelkitt GS213 Permacel Klebeband Typ PS1

Legeplan:

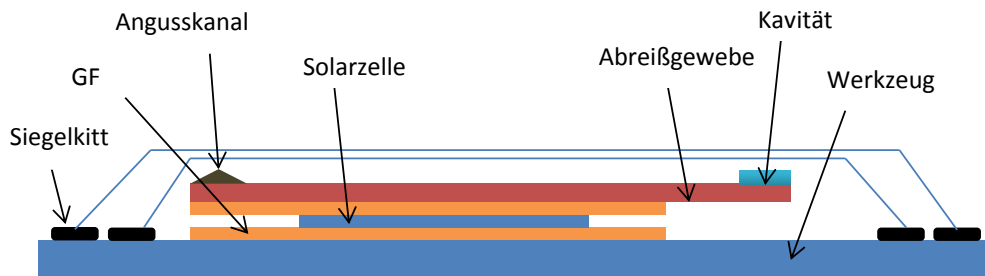
Reihenfolge	Material	Richtung	Kommentar
1	140g/m ² : S320	0	
2	Solarzelle	0	
3	140g/m ² : S320	0	
4	Abreißgewebe	0	

- Gewebelagen nach Legeplan auf Grundplatte ablegen.
- Solarzelle mit der Minusseite nach unten platzieren
- Abdecken der gesamten Oberfläche mit Abreißgewebe

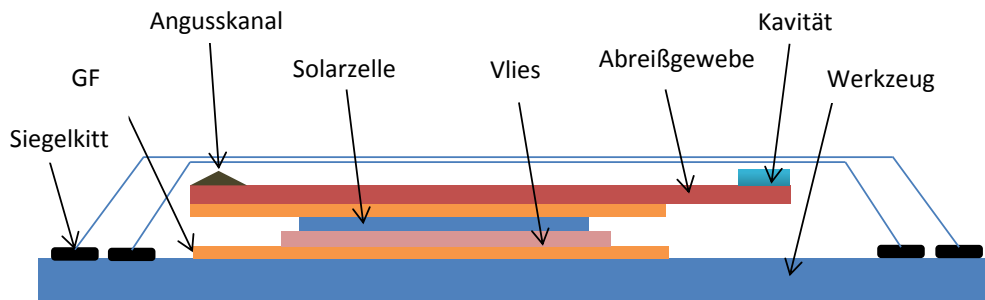
Lagenaufbau wurde korrekt abgelegt: _____



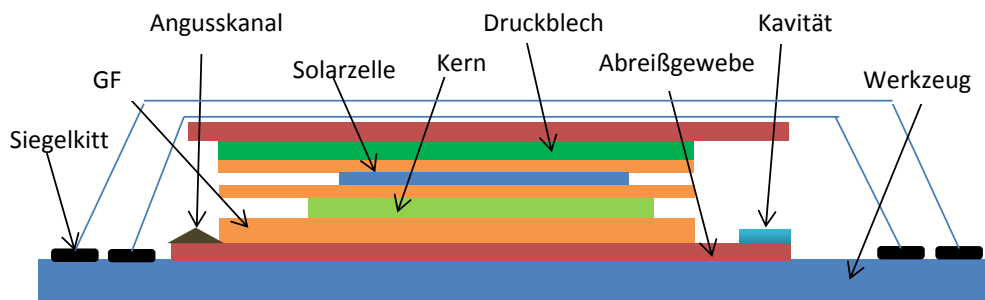
Standard Aufbau (A) = (1)



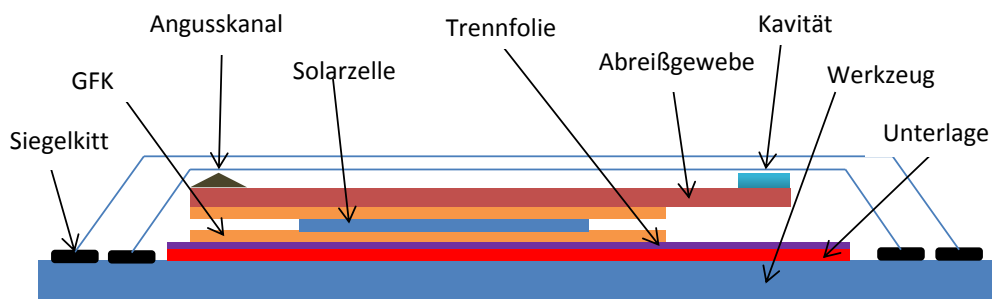
Variante Vlies (A) = (2)



Variante Druckblech = (3)



Variante Weiche Unterlage = (4)



Aufbau:

- 1) Injektions-/Vakuumlinsen auf Angussseite des Aufbaus platzieren und mit Permacel Klebeband, Typ PS1 rot, fixieren.
- 2) Auf der gegenüberliegenden Seite sollte ein Vlies zur Aufnahme von Lufteinschlüssen vorgehalten werden.
- 3) Fließhilfe bis zur Solarzelle platzieren

Siegeln:

- 1) Klebeband entfernen, Grundplatte von Fasern säubern.
- 2) Siegelkitt (GS213) auf Grundplatte andrücken
- 3) Vakuumfolie (PATS215) zuschneiden und auf Kitt faltenfrei andrücken
- 4) Zwischen den beiden Vakuumfolien ein Kreuz aus einer Lage Abreißgewebe verwenden
- 5) Siegelung auf Undichtigkeit prüfen

Matrixmengenberechnung:

Faservolumengehalt Soll: Φ_F in [] Flächengewicht: \bar{q}_{ges} in [kg/m²]

Faserfläche: A_{Faser} in [m²]

Dichte des Harzes: ρ_{Harz} in [g/cm³] Dichte der Faser: ρ_{Faser} in [g/cm³]

und dem Sicherheitsfaktor und den Zuschlägen:

Sicherheitsfaktor: $S = 1,1$ (allgemeingültiger Sicherheitsfaktor)

Zuschlag (für Anlage + Aufbau): $Z_1 \approx 400g$ (gilt für SLI-Aufbau)

Zuschlag sonstiges: $Z_2 = 400g/m^2$ (gilt für Polyester-Fließhilfe)

oder/und $Z_2 = 500g/m^2$ (gilt für Rohacellschaum RHC 71 WF-HT)

Wird Fließhilfe und Rohacellschaum eingesetzt, dann ist Z_2 entsprechend zweimal zu berücksichtigen.

$$m_M = \left[\left(\bar{q}_{ges} * A_{Faser} * \frac{\rho_{Harz} * (1 - \Phi_F)}{\rho_{Faser} * \Phi_F} + Z_2 \right) * S \right] + Z_1 \text{ [g]}$$

$$\Phi_F = 0,6 \qquad \bar{q}_{ges} = 280g/m^2$$

$$A_{Faser} = 1m * 0,40m = 0,4m^2 \qquad \rho_{Harz} = 1,12 \qquad \rho_{Faser} = 1,8$$

$$\text{Berechnete Harzmenge:} \qquad 1000g$$

$$\text{Übriggebliebene Harzmenge:} \qquad 650g$$

Life Data Sheet

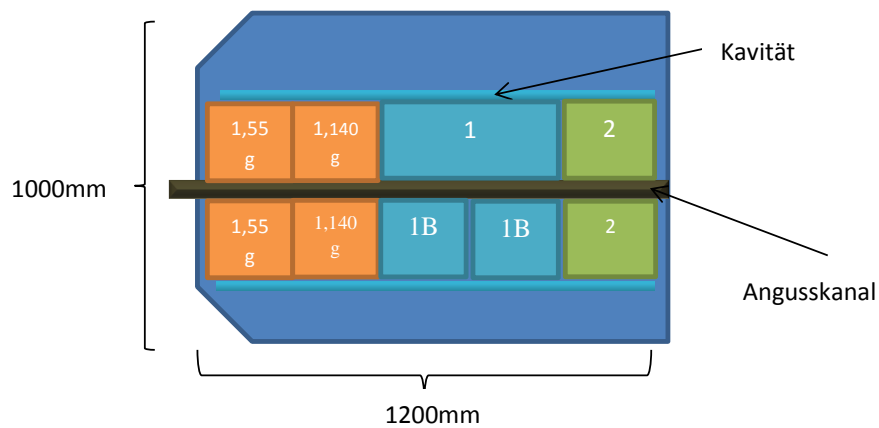
Projekt: HoPla	
Bauteil-Nr.: HoPla_02	Datum: 13.03.15
Philip Zimmermann: 3553 Betreuer: Michael Hanke/Sarah Froese	Material: 55g/m ² und 140g/m ² Glasgewebeband S320 Araldite LY564 + 22969 10 Solarzelle(125SZ156) Teflon Abreißgewebe Siegelkitt GS213 Permacel Klebeband Typ PS1

Legeplan:

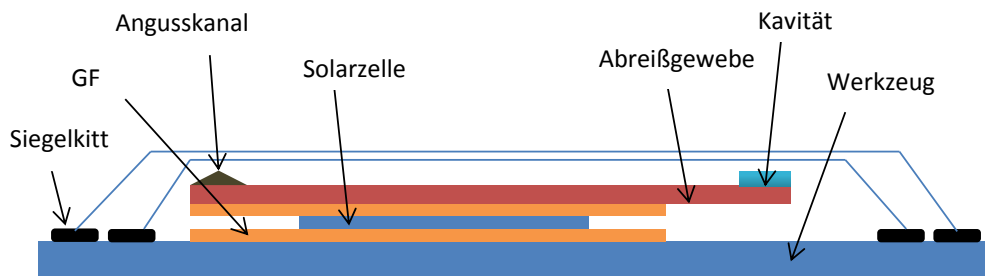
Reihenfolge	Material	Richtung	Kommentar
1	140g/m ² : S320	0	
2	Solarzelle	0	
3	140g/m ² : S320	0	
4	Abreißgewebe	0	

- Gewebelagen nach Legeplan auf Grundplatte ablegen.
- Solarzelle mit der Minusseite nach unten platzieren
- Abdecken der gesamten Oberfläche mit Abreißgewebe

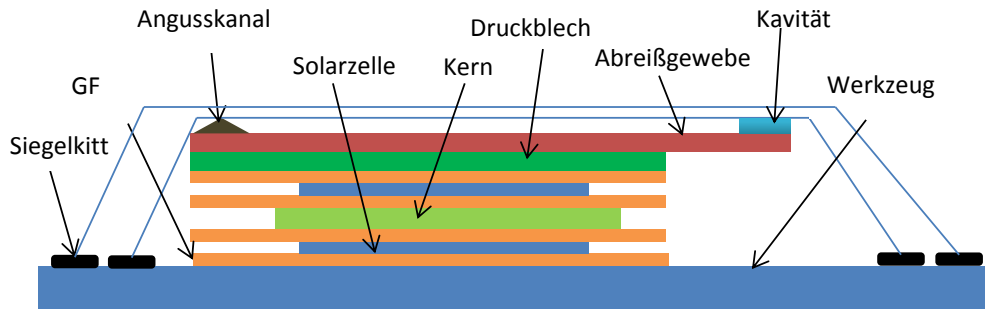
Lagenaufbau wurde korrekt abgelegt: _____



Standard Aufbau (A) = (1)



Variante Symmetrie (A) = (2)



Aufbau:

- 1) Injektions-/Vakuuminletten auf Angussseite des Aufbaus platzieren und mit Permacel Klebeband, Typ PS1 rot, fixieren.
- 2) Auf der gegenüberliegenden Seite sollte ein Vlies zur Aufnahme von Luft einschlüssen vorgehalten werden.
- 3) Fließhilfe bis zur Solarzelle platzieren

Siegeln:

- 1) Klebeband entfernen, Grundplatte von Fasern säubern.
- 2) Siegelkitt (GS213) auf Grundplatte andrücken
- 3) Vakuumfolie (PAT215) zuschneiden und auf Kitt faltenfrei andrücken
- 4) Zwischen den beiden Vakuumfolien ein Kreuz aus einer Lage Abreißgewebe verwenden
- 5) Siegelung auf Undichtigkeit prüfen

Matrixmengenberechnung:

Faservolumengehalt Soll:	Φ_F in []	Flächengewicht:	\bar{q}_{ges} in [kg/m²]
Faserfläche:	A_{Faser} in [m²]		
Dichte des Harzes:	ρ_{Harz} in [g/cm³]	Dichte der Faser:	ρ_{Faser} in [g/cm³]

und dem Sicherheitsfaktor und den Zuschlägen:

Sicherheitsfaktor:	$S = 1,1$ (allgemeingültiger Sicherheitsfaktor)
Zuschlag (für Anlage + Aufbau):	$Z_1 \approx 400g$ (gilt für SLI-Aufbau)
Zuschlag sonstiges:	$Z_2 = 400g/m^2$ (gilt für Polyester-Fließhilfe)
oder/und	$Z_2 = 500g/m^2$ (gilt für Rohacellschaum RHC 71 WF-HT)

Wird Fließhilfe und Rohacellschaum eingesetzt, dann ist Z_2 entsprechend zweimal zu berücksichtigen.

$$m_M = \left[\left(\bar{q}_{ges} * A_{Faser} * \frac{\rho_{Harz} * (1 - \Phi_F)}{\rho_{Faser} * \Phi_F} + Z_2 \right) * S \right] + Z_1 \text{ [g]}$$

$$\Phi_F = 0,6$$

$$\bar{q}_{ges} = 280 \text{ g/m}^2$$

$$A_{Faser} = 1 \text{ m} * 0,40 \text{ m} = 0,4 \text{ m}^2 \quad \rho_{Harz} = 1,12 \quad \rho_{Faser} = 1,8$$

$$\text{Berechnete Harzmenge:} \quad 1000 \text{ g}$$

$$\text{Übriggebliebene Harzmenge:} \quad 650 \text{ g}$$

Life Data Sheet

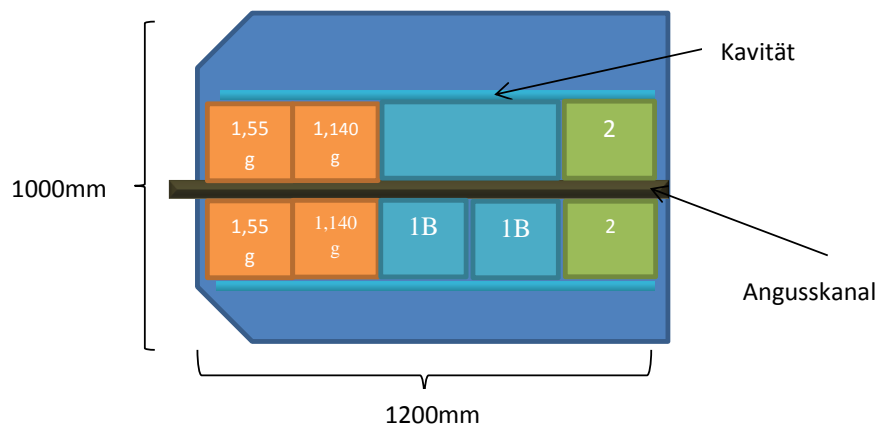
Projekt: HoPla	
Bauteil-Nr.: HoPla_04	Datum: 06.04.15
Philip Zimmermann: 3553 Betreuer: Michael Hanke/Sarah Froese	Material: 55g/m ² und 140g/m ² Glasgewebeband S320 Araldite LY564 + 22969 10 Solarzelle(125SZ156) Teflon Abreißgewebe Siegelkitt GS213 Permacel Klebeband Typ PS1

Legeplan:

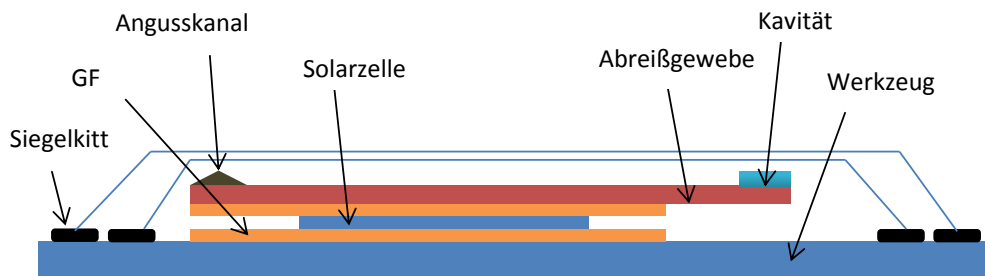
Reihenfolge	Material	Richtung	Kommentar
1	140g/m ² : S320	0	
2	Solarzelle	0	
3	140g/m ² : S320	0	
4	Abreißgewebe	0	

- Gewebelagen nach Legeplan auf Grundplatte ablegen.
- Solarzelle mit der Minusseite nach unten platzieren
- Abdecken der gesamten Oberfläche mit Abreißgewebe

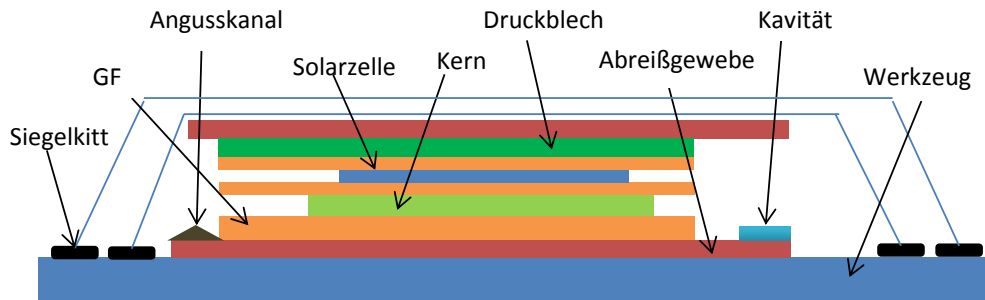
Lagenaufbau wurde korrekt abgelegt: _____



Standard Aufbau (A) = (1)



Variante Druckblech = (2)



Aufbau:

- 1) Injektions-/Vakuuminnen auf Angussseite des Aufbaus platzieren und mit Permacel Klebeband, Typ PS1 rot, fixieren.
- 2) Auf der gegenüberliegenden Seite sollte ein Vlies zur Aufnahme von Luft einschließen vorgehalten werden.
- 3) Fließhilfe bis zur Solarzelle platzieren

Siegeln:

- 1) Klebeband entfernen, Grundplatte von Fasern säubern.
- 2) Siegelkitt (GS213) auf Grundplatte andrücken
- 3) Vakuumfolie (PAT215) zuschneiden und auf Kitt faltenfrei andrücken
- 4) Zwischen den beiden Vakuumfolien ein Kreuz aus einer Lage Abreißgewebe verwenden
- 5) Siegelung auf Undichtigkeit prüfen

Matrixmengenberechnung:

Faservolumengehalt Soll:	Φ_F in []	Flächengewicht:	\bar{q}_{ges} in [kg/m ²]
Faserfläche:	A_{Faser} in [m ²]		
Dichte des Harzes:	ρ_{Harz} in [g/cm ³]	Dichte der Faser:	ρ_{Faser} in [g/cm ³]

und dem Sicherheitsfaktor und den Zuschlägen:

Sicherheitsfaktor:	$S = 1,1$ (allgemeingültiger Sicherheitsfaktor)
Zuschlag (für Anlage + Aufbau):	$Z_1 \approx 400g$ (gilt für SLI-Aufbau)
Zuschlag sonstiges:	$Z_2 = 400g/m^2$ (gilt für Polyester-Fließhilfe)
oder/und	$Z_2 = 500g/m^2$ (gilt für Rohacellschaum RHC 71 WF-HT)

Wird Fließhilfe und Rohacellschaum eingesetzt, dann ist Z_2 entsprechend zweimal zu berücksichtigen.

$$m_M = \left[\left(\bar{q}_{ges} * A_{Faser} * \frac{\rho_{Harz} * (1 - \Phi_F)}{\rho_{Faser} * \Phi_F} + Z_2 \right) * S \right] + Z_1 \text{ [g]}$$

$$\Phi_F = 0,6$$

$$\bar{q}_{ges} = 280 \text{ g/m}^2$$

$$A_{Faser} = 1 \text{ m} * 0,40 \text{ m} = 0,4 \text{ m}^2 \quad \rho_{Harz} = 1,12 \quad \rho_{Faser} = 1,8$$

Berechnete Harzmenge: 700g

Übriggebliebene Harzmenge: 400g

Life Data Sheet

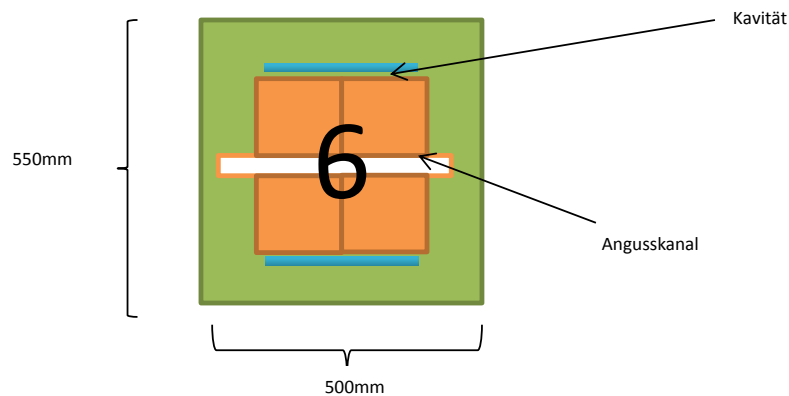
Projekt: HoPla	
Bauteil-Nr.: Panel_05	Datum: 16.04.2015
Philip Zimmermann: 3553 Betreuer: Michael Hanke/Sarah Froese	Material: 55g/m ² und 140g/m ² Glasgewebeband S320 Araldite LY564 + 22969 4 Solarzelle(125SZ156) Teflon Abreißgewebe Siegelkitt GS213 Permacel Klebeband Typ PS1 3M 1345 Tape

Legeplan:

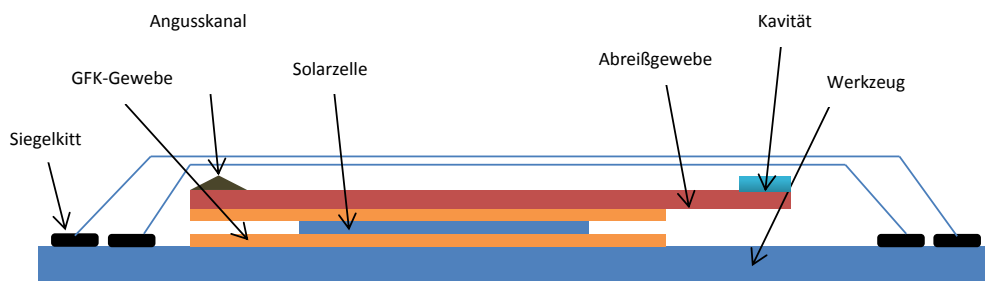
Reihenfolge	Material	Richtung	Kommentar
1	140g/m ² : S320	0	
2	Solarzelle	0	
3	140g/m ² : S320	0	
4	Abreißgewebe	0	

- Gewebelagen nach Legeplan auf Grundplatte ablegen.
- Solarzelle mit der Minusseite nach unten platzieren
- Abdecken der gesamten Oberfläche mit Abreißgewebe

Lagenaufbau wurde korrekt abgelegt: _____



Versuchsaufbau:



Injektions-/Vakuuminen auf Angussseite des Aufbaus platzieren und mit Permacel Klebeband, Typ PS1 rot, fixieren.

- 1) Auf der gegenüberliegenden Seite sollte ein Vlies zur Aufnahme von Luft einschlüssen vorgehalten werden.
- 2) Fließhilfe bis zur Solarzelle platzieren

Siegeln:

- 1) Klebeband entfernen, Grundplatte von Fasern säubern.
- 2) Siegelkitt (GS213) auf Grundplatte andrücken
- 3) Vakuumfolie (PATS215) zuschneiden und auf Kitt faltenfrei andrücken
- 4) Zwischen den beiden Vakuumfolien ein Kreuz aus einer Lage Abreißgewebe verwenden
- 5) Siegelung auf Undichtigkeit prüfen

Matrixmengenberechnung:

Faservolumengehalt Soll: Φ_F in [] Flächengewicht: \bar{q}_{ges} in [kg/m²]

Faserfläche: A_{Faser} in [m²]

Dichte des Harzes: ρ_{Harz} in [g/cm³] Dichte der Faser: ρ_{Faser} in [g/cm³]

und dem Sicherheitsfaktor und den Zuschlägen:

Sicherheitsfaktor: $S = 1,1$ (allgemeingültiger Sicherheitsfaktor)

Zuschlag (für Anlage + Aufbau): $Z_1 \approx 400g$ (gilt für SLI-Aufbau)

Zuschlag sonstiges: $Z_2 = 400g/m^2$ (gilt für Polyester-Fließhilfe)

oder/und $Z_2 = 500g/m^2$ (gilt für Rohacellschaum RHC 71 WF-HT)

Wird Fließhilfe und Rohacellschaum eingesetzt, dann ist Z_2 entsprechend zweimal zu berücksichtigen.

$$m_M = \left[\left(\bar{q}_{ges} * A_{Faser} * \frac{\rho_{Harz} * (1 - \Phi_F)}{\rho_{Faser} * \Phi_F} + Z_2 \right) * S \right] + Z_1 \text{ [g]}$$

$$\Phi_F = 0,6$$

$$\bar{q}_{ges} = 210g/m^2$$

$$A_{Faser} = 0,5 * 0,5m = 0,25m^2$$

$$\rho_{Harz} = 1,12$$

$$\rho_{Faser} = 1,8$$

Berechnete Harzmenge: _____

Übriggebliebene Harzmenge: _____

Life Data Sheet

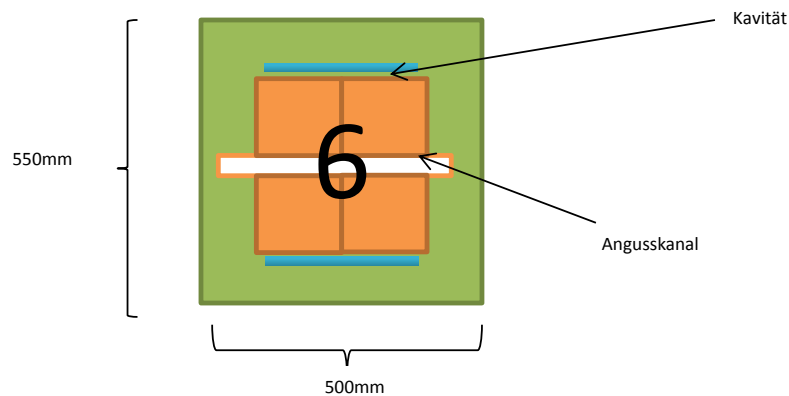
Projekt: HoPla	
Bauteil-Nr.: Panel_06	Datum: 23.04.2015
Philip Zimmermann: 3553 Betreuer: Michael Hanke/Sarah Froese	Material: 55g/m ² und 140g/m ² Glasgewebeband S320 Araldite LY564 + 22969 4 Solarzelle(125SZ156) Teflon Abreißgewebe Siegelkitt GS213 Permacel Klebeband Typ PS1 3M 1345 Tape

Legeplan:

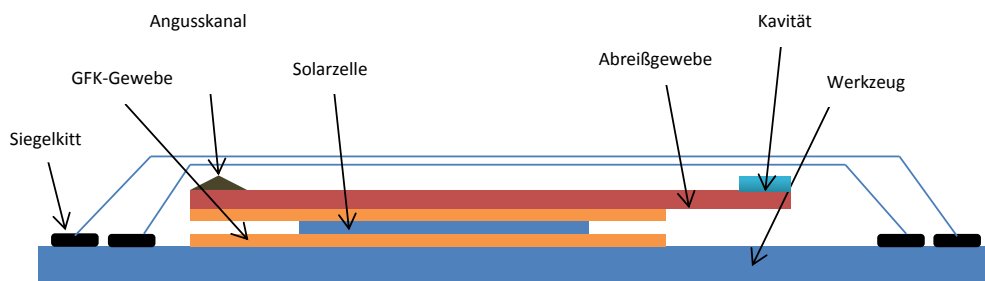
Reihenfolge	Material	Richtung	Kommentar
1	140g/m ² : S320	0	
2	Solarzelle	0	
3	140g/m ² : S320	0	
4	Abreißgewebe	0	

- Gewebelagen nach Legeplan auf Grundplatte ablegen.
- Solarzelle mit der Minusseite nach unten platzieren
- Abdecken der gesamten Oberfläche mit Abreißgewebe

Lagenaufbau wurde korrekt abgelegt: _____



Versuchsaufbau:



Injektions-/Vakuuminen auf Angussseite des Aufbaus platzieren und mit Permacel Klebeband, Typ PS1 rot, fixieren.

- 1) Auf der gegenüberliegenden Seite sollte ein Vlies zur Aufnahme von Luft einschlüssen vorgehalten werden.
- 2) Fließhilfe bis zur Solarzelle platzieren

Siegeln:

- 1) Klebeband entfernen, Grundplatte von Fasern säubern.
- 2) Siegelkitt (GS213) auf Grundplatte andrücken
- 3) Vakuumfolie (PATS215) zuschneiden und auf Kitt faltenfrei andrücken
- 4) Zwischen den beiden Vakuumfolien ein Kreuz aus einer Lage Abreißgewebe verwenden
- 5) Siegelung auf Undichtigkeit prüfen

Matrixmengenberechnung:

Faservolumengehalt Soll: Φ_F in [] Flächengewicht: \bar{q}_{ges} in [kg/m²]

Faserfläche: A_{Faser} in [m²]

Dichte des Harzes: ρ_{Harz} in [g/cm³] Dichte der Faser: ρ_{Faser} in [g/cm³]

und dem Sicherheitsfaktor und den Zuschlägen:

Sicherheitsfaktor: $S = 1,1$ (allgemeingültiger Sicherheitsfaktor)

Zuschlag (für Anlage + Aufbau): $Z_1 \approx 400g$ (gilt für SLI-Aufbau)

Zuschlag sonstiges: $Z_2 = 400g/m^2$ (gilt für Polyester-Fließhilfe)

oder/und $Z_2 = 500g/m^2$ (gilt für Rohacellschaum RHC 71 WF-HT)

Wird Fließhilfe und Rohacellschaum eingesetzt, dann ist Z_2 entsprechend zweimal zu berücksichtigen.

$$m_M = \left[\left(\bar{q}_{ges} * A_{Faser} * \frac{\rho_{Harz} * (1 - \Phi_F)}{\rho_{Faser} * \Phi_F} + Z_2 \right) * S \right] + Z_1 \text{ [g]}$$

$$\Phi_F = 0,6$$

$$\bar{q}_{ges} = 210g/m^2$$

$$A_{Faser} = 0,5 * 0,5m = 0,25m^2$$

$$\rho_{Harz} = 1,12$$

$$\rho_{Faser} = 1,8$$

Berechnete Harzmenge: _____

Übriggebliebene Harzmenge: _____

LANITZ-PRENA FOLIEN FACTORY GmbH

ORACOVER® • ORASTICK® • ORALIGHT® • ORATEX®

Gewichtstabelle

Farbbezeichnung	Farb-Nr.	ORACOVER® Bügelfolie Gewicht in g/m²	ORASTICK® Klebefolie Gewicht in g/m²
Standardfarben / Perlmutterfarben / Chromfarben			
transparent	00	54	57
weiß	10	89	92
lichtgrau	11	74	77
cream	12	77	80
fluor. magenta	13	102	105
fluor. neon-pink	14	102	105
fluor. violett	15	102	105
perlmutter weiß	16	69	72
türkis	17	68	71
tarnoliv	18	69	72
corsairblau	19	69	72
rot	20	77	80
rot fluoreszierend	21	103	105
hellrot	22	77	80
ferrirrot	23	74	77
bordeauxrot	120	77	80
pink	24	77	80
pink fluoreszierend	25	102	105
perlmutter rot	27	94	97
power pink	28	77	80
cub gelb	30	82	85
gelb fluoreszierend	31	102	105
goldgelb	32	82	85
cadmiumgelb	33	82	85
perlmutter gelb	36	94	97
perlmutter goldgelb	37	94	97
grün	40	72	75
grün fluoreszierend	41	103	105
hellgrün	42	72	75
maigrün	43	78	81
perlmutter grün	47	94	97
blau	50	72	75
blau fluoreszierend	51	106	109
dunkelblau	52	69	72
hellblau	53	71	74
violett	54	75	77
lila	55	69	72
perlmutter lila	56	94	97
perlmutter blau	57	98	101
orange	60	77	80
rotorange fluoresz.	64	102	105
signalorange fluor.	65	101	104
schwarz	71	65	68
perlmutter graphit	77	68	71
rehbraun	81	68	71
chrom	90	55	58
silber	91	64	67
gold	92	69	72
chrom rot	93	55	58
chrom gelb	94	55	58
chrom hellgrün	95	55	58
chrom lila	96	55	58
chrom blau	97	55	58
chrom orange	98	55	58
chrom violett	100	55	58
chrom grün	103	55	58
chrom magenta	104	55	58

Farbbezeichnung	Farb-Nr.	ORACOVER® Bügelfolie Gewicht in g/m²	ORASTICK® Klebefolie Gewicht in g/m²
Scalefarben -100% deckend-			
scale weiß	22-010	89	92
scale rot	22-020	77	80
scale hellrot	22-022	77	80
scale ferrirrot	22-023	74	77
scale cub gelb	22-030	82	85
scale goldgelb	22-032	82	85
scale gelb	22-033	82	85

Royalfarben -hohe Leuchtkraft-

Farbbezeichnung	Farb-Nr.	ORACOVER® Bügelfolie Gewicht in g/m²	ORASTICK® Klebefolie Gewicht in g/m²
royal magenta	28-013	89	92
royal rot	28-022	89	92
royal sonnengelb	28-032	89	92
royal gelb	28-033	89	92
royal grün	28-042	89	92
royal mint	28-043	89	92
royal violett	28-058	89	92
royal blau	28-059	89	92
royal orange	28-060	89	92
royal blaulila	28-084	89	92

Transparentfarben

Farbbezeichnung	Farb-Nr.	ORACOVER® Bügelfolie Gewicht in g/m²
transparent rot	21-029	54
transparent gelb	21-039	54
transparent hellgrün	21-049	54
transparent violett	21-058	54
transparent blau	21-059	54
transparent orange	21-069	54
transparent magenta	21-073	54
transparent blaulila	21-074	54
transparent grün	21-075	54

ORATEX®

Farbbezeichnung	Farb-Nr.	ORATEX® Gewicht in g/m²
naturweiß	10-000	100
weiß	10-010	102
antik	10-012	99
tarnoliv	10-018	110
corsairblau	10-019	95
fokkerrot	10-020	100
cub gelb	10-030	102
silber	10-091	110

ORALIGHT® DECKEND

Farbbezeichnung	Farb-Nr.	ORALIGHT® Gewicht in g/m²	ORALIGHT® -nur 36g/m²-
weiß	31-110	46	light transparent 31-000 36
lichtgrau	31-011	47	light tr. weiß 31-010 36
cream	31-012	44	light tr. rot 31-029 36
tarnoliv	31-018	46	light tr. gelb 31-039 36
corsairblau	31-019	44	light tr. lila 31-058 36
rot	31-020	46	light tr. blau 31-059 36
hellrot	31-022	45	light chrom 31-090 36
ferrirrot	31-023	44	light chrom rot 31-093 36
cub gelb	31-030	47	light chrom gelb 31-094 36
cadmiumgelb	31-033	45	light chrom violett 31-096 36
blau	31-050	42	light scale weiß 31-099 36
dunkelblau	31-052	45	
orange	31-060	44	
schwarz	31-071	43	
braun	31-081	45	
silber	31-091	46	
effektsilber	31-191	48	

Vor der Infusion

Zellennummer	Winkel	U [mV]	I [mA]	P1[mW]	Winkel2	U2[mV]	I2[mA]	P2[mW]	Winkel3	U3[mV]	I3[mA]	P3[mW]	flächengewicht
6	45	500,5	176,5	88,33825	30	508,1	205,6	104,46536	0	514,3	222,4	114,38032	55g
7	45	496,1	170,8	84,73388	30	503,4	201,6	101,48544	0	509,2	220,8	112,43136	55g
8	45	495,2	175,2	86,75904	30	496,5	202,2	100,3923	0	509,5	221,1	112,65045	55g
10	45	497,5	173,5	86,31625	30	505,1	205,1	103,59601	0	511,1	224,2	114,58862	140g
11	45	487,4	167,7	81,73698	30	496,3	196,5	97,52295	0	502,7	221,7	111,44859	140g
13	45	489,4	168,5	82,4639	30	508,9	202,2	102,89958	0	511,5	220,1	112,58115	140g
14	45	501,1	180,1	90,24811	30	510,1	202,2	103,14222	0	513,6	228	117,1008	280g
17	45	498,9	174	86,8086	30	507,3	208	105,5184	0	513,5	225,1	115,58885	280g
18	45	488,5	165,9	81,04215	30	498,6	199,1	99,27126	0	503,5	215,9	108,70565	280g

Nach der Infusion

Zellennummer	Winkel	U[mV]	I[mA]	P1[mW]	Winkel2	U2[mV]	I2[mA]	P2[mW]	Winkel3	U3[mV]	I3[mA]	P3[mW]	flächengewicht
6	45	479,3	149,3	71,55949	30	488,1	165,5	80,78055	0	493,8	173,4	85,62492	55g
7	45	494,2	168,5	83,2727	30	502,2	201,5	101,1933	0	508,3	223,6	113,65588	55g
8	45	481	172,6	83,0206	30	490,8	194,1	95,26428	0	497,5	211,4	105,1715	55g
10	45	495,5	170,7	84,58185	30	509,3	203,5	103,64255	0	515,2	225,6	116,22912	140g
11	45	485,1	166	80,5266	30	504,1	198,8	100,21508	0	509,5	221	112,5995	140g
13	45	489,6	167,5	82,008	30	507	201,5	102,1605	0	509,1	216,8	110,37288	140g
14	45	500,6	171,4	85,80284	30	509,5	201,6	102,7152	0	515	225,4	116,081	280g
17	45	497,2	166,2	82,63464	30	505,2	200,1	101,09052	0	511,4	224	114,5536	280g
18	45	482,5	159,8	77,1035	30	495,4	195,9	97,04886	0	502	210,5	105,671	280g

Auswertung

Zellennummer	Winkel	P	Winkel2	P2	Winkel3	P3	flächengewicht
6	45	81,01%	30	77,33%	0	74,86%	55g
7	45	98,28%	30	99,71%	0	101,09%	55g
8	45	95,69%	30	94,89%	0	93,36%	55g
10	45	97,99%	30	100,04%	0	101,43%	140g
11	45	98,52%	30	102,76%	0	101,03%	140g
13	45	99,45%	30	99,28%	0	98,04%	140g
14	45	95,07%	30	99,59%	0	99,13%	280g
17	45	95,19%	30	95,80%	0	99,10%	280g
18	45	95,14%	30	97,76%	0	97,21%	280g

Einstrahlungswinkel

45° Einstrahlung	30° Einstrahlung
77,23%	91,33%
75,36%	90,26%
77,02%	89,12%
75,33%	90,41%
73,34%	87,50%
73,25%	91,40%
77,07%	88,08%
75,10%	91,29%
74,55%	91,32%